有意留空

前言

飞行机组训练手册（FCTM）出版的目的是作为飞行机组使用手册（FCOM）的补充材料使用，给飞行员提供操作空客飞机的实际经验信息。应与 FCOM 相结合使用。若两者内容出现任何冲突，以 FCOM 为准。

各航空公司训练规定可能在某些方面与本手册内容有所不同，若有不同，以航空公司训练规定为准。

意见-问题-建议

欢迎FCTM持有人和使用者就本手册提出问题和建议,请将问题和建议发往:

fltops.trainingdata@airbus.com
或
AIRBUS
1,rond point Maurice BELLONTE
31707 BLAGNAC CEDEX- FRANCE
ATTN: Flight Operations Support STLT

目录

03-不正常操作

04.04 无油重量输入错误

4.05 TCAS

04.06 雷达的使用

修订记录页

FCTM 与 FCOM 的修订方式类似，基于最近的信息和航空公司的反馈定期发布修订。

序列号	发布日期	
00		

有意空白

临时修订记录页

序列号	发布日期	标　　题
00		

有意空白

A

B

C

D

E

F

G

H

I

L

M

N

O

P

R

S

T

U

V

W

A

AC	交流电
ACP	音响控制面板
ADR	大气数据基准
AEO	双发工作
AH	警戒高度
ALD	实际着陆距离
AOA	迎角
APU	辅助动力装置
ARS	自动收上系统
ASAP	尽快
ASD(A)	加速停止距离
ASU	气起动装置
ATSU	空中交通服务组件
ATHR	自动推力

C

CAT	晴空颠簸
CDL	构型偏差清单
CFP	计算的航路
CG	重心
CI	成本指数
CM	机组成员
CPDLC	管制员飞行员数据连接通讯
CRC	连续响铃
CSM-G	恒速转子-发电机

D

DA/H	决断高度
DC	直流电
DCDU	数据连接控制和显示组件
DRT	降低功率

E

ECAM	电子中央飞机监控
ECP	ECAM 控制面板
EDP	发动机驱动泵
EEP	双发延程飞行进入点

EFIS 电子飞行仪表系统
EGPWS 增强型近地报警系统
EIS 电子仪表系统
EOSID 发动机失效标准仪表离场
EPR 发动机压力比
ETA 预计到达时间
ETOPS 双发延程飞行
ET 折返点
EWD 发动机警告显示
EXP 双发延程飞行退出点

F

FADEC 全权数字发动机控制系统
FAF 最后进近定位点
FCU 飞行控制组件
FG 飞行引导
FL 飞行高度
FLRS 襟翼负载解除系统
FMA 飞行模式显示器
FMGS 飞行管理和引导系统
FPA 飞行航路角
FPD 飞行航路指引
FOB 机载燃油
FOD 外来物损坏
FPV 飞行航迹矢量
FU 已用燃油

G

GCS 地面回波抑制
GD 绿点
GS 地面速度
GPS 全球定位系统
GPU 地面电源装置
GPWS 近地报警系统

I

IRS 惯性基准系统

L

L/D 升力/阻力
LRC 长距离巡航
LVP 低能见度程序

M

MCDU 多功能控制显示组件
MCT 最大连续推力
MDA/H 最低下降高度
MEL 最低设备清单
MORA 最低航线高度
MSA 最低安全高度
MTOW 最大起飞重量
MMEL 主最低设备清单

N

ND 导航显示
NPA 非精密进近
NWS 前轮转弯

O

OEB 操作机务公告
OEI 一台发动机失效

P

PD 点距离
PF 主操纵的飞行员
PFD 主飞行显示
PNF 辅助操纵的飞行员
PPOS 当前位置
PWS 风切变预警

Q

QRH 快速检查单

R

RA 无线电高度
RAT 冲压涡轮
RD 下降率
RLD 所需着陆距离
RMP 无线电管理面板
RNP 所需的导航性能
RTOW 规定的起飞重量
RVR 跑道视程
RVSM 减小垂直间隔

S

SAT 静压空气温度
SC 单响
S/C 梯度爬升
SD 系统显示
SFCC 襟缝翼控制计算机
SID 标准仪表离场
SRS 速度基准系统
STAR 标准进场
STS 状态页面
SVR 斜线视程

T

TA 相对飞机咨询
TACS 滑行辅助影像系统
TAD 地形警告显示
TAS 真空速
TAT 总温
TCAS 飞机防撞系统
TCF 越障面
THS 可配平水平安定面
TOC 爬升顶
TOD(A) 起飞距离（可用）
TOR(A) 起飞滑跑（可用）
TRK 航迹

V

VDEV 垂直偏差

W

WTB 翼尖刹车

X

XTK 交叉航迹错误

Z

ZFW 无燃油重量
ZFWCG 无燃油重心

有意空白

总介

空客驾驶舱设计理念是在保证电传操纵家族最大的共性的同时在飞机使用环境中满足飞行员操作的需要。驾驶舱设计目标达到下述三方面的要求:

· 增进飞行安全
· 提高飞行效率
· 在不断变化的环境中满足飞行员的要求。

空客操作法则来源于设计理念，更来源于下列系统:

· 通过侧杆，**电传系统**有其自身操纵法则及保护

· **综合自动飞行系统**（AFS）包括:

- 通过 MCDU 界面沟通的 FMS
- 通过 FCU 界面沟通的 AP/FD
- 通过无后驱推力手柄使用的自动推力
- 通过提供引导目标和信息来监控 AFS 的 FMA

· 提供机组需要的信息和参数的**显示组件** (DU)

- 来操纵飞机并进行领航 (EFIS)
- 进行通讯(the DCDU)
- 管理飞机系统 (ECAM)
- FMA 界面提供监控 AFS/FD 的引导目标和信息

· **朝前的驾驶舱布局**及“灯灭”或“暗的驾驶舱”概念协助机组适当控制飞机不同的系统。

针对这些特性的操作法则在本章其他节中有介绍。

操作的黄金法则

1. 该飞机可以像其它飞机一样飞行
2. 操纵飞机-领航-通信——保持这样的顺序
3. 任何时间必须有一个人抬头监控飞机
4. 对照原始数据交叉检查 FMS 的精度
5. 任何时候都必须了解 FMA 的状况
6. 在与预想不一致时，接管
7. 根据任务，使用正确的自动化程度
8. 将分工引入实践并互相支持

简介

操纵飞机的飞行员（PF）施加于侧杆上的力与飞机的反应之间的关系被称作操纵法则。该关系确定飞机的操纵特性。

操纵法则有三套，根据计算机、外围设备和液压等系统的状态提供。

这三套操纵法则为:

· 正常法则
· 备用法则
· 直接法则

正常法则

目标

正常法则的目的在于提供在正常飞行包线范围内的操纵特性（与飞机速度、高度、全重和重心无关）:

· 飞机必须稳定并具备机动性
· 飞机在同样条件下的反应必须相同
· 在侧杆上的动作的俯仰和横滚必须平衡。

飞行包线限制的正常法则操纵特性为:

· PF 全权达到最佳飞机性能
· 在紧急情况下 PF 可以凭本能/立即采取动作
· 减小可能操纵过度或飞机承受过大载荷。

正常法则为最常用的法则，处置单个故障时使用。

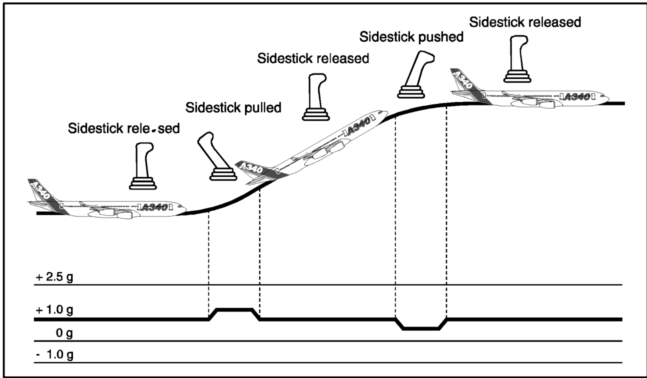
俯仰特性

飞行中

当 PF 操纵侧杆时，指令进行一个恒定载荷的机动，飞机相对于载荷/俯仰速率进行反应。因此，飞行员的动作稳定一致，并预期飞机正常反应：低速时以俯仰速率，高速时以飞行轨迹速率或载荷。

因此，如果侧杆上无动作：

· 即使在速度改变时，飞机也保持飞行轨迹。
· 在构型改变或推力变化时，飞机补偿俯仰力矩效应。
· 在颠簸时，飞行轨迹出现小偏差。但是，飞机仍趋向于重获稳定状况。



操纵建议:

由于飞机稳定并自动配平，如果飞机偏离其计划飞行轨迹，PF 需要在侧杆上进行小的修正。

PF 不应抵抗侧杆力或操纵过量。如果 PF 感到操纵过量，应松开侧杆。

起飞或着陆

因为在起飞和拉平时 PF 并不预期稳定的飞行轨迹，上述俯仰法则不是最适当的法则。因此，计算机在下列飞行阶段自动改变控制法则：

· 地面法则：控制法则为直接法则
· 拉平法则：控制法则为俯仰指令法则

操纵建议：

起飞和着陆机动自然完成。例如：拉平时要求 PF 在侧杆上施加稳定的向后的压力以进行渐进的拉平。反之，放机头动作要求在侧杆上略未施加向后的压力来柔和放下前轮。

横侧特性

正常情况

当 PF 在侧杆上进行水平动作时，指令并自然获得横侧速率。

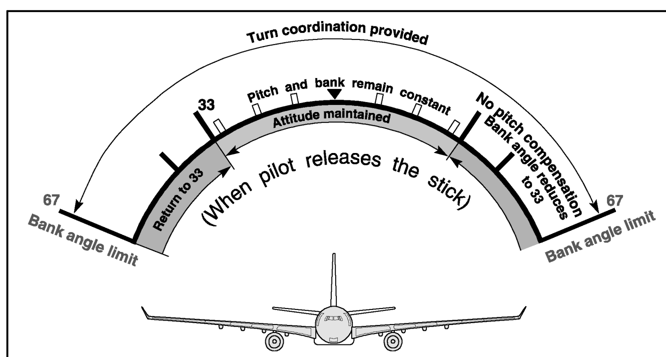
因此，在坡度角小于 33 度、侧杆上无操纵力时，指令零横滚速率并保持当前坡度角。从而，飞机在横侧方向上是稳定的，无需进行副翼配平。

然而，横侧法则也是横滚和偏航指令的混合：

- 自动转弯协调
- 自动偏航阻尼
- 飞机出现大的不平衡时偏航阻尼器的起始反应

另外，如果坡度角小于 33 度，提供俯仰补偿。

如果坡度角大于 33 度，重获螺旋稳定性且俯仰补偿不再可用。这是因为在正常情况下不会有操纵方面的原因要求使用这样的大坡度角长时间飞行。



操纵建议：

在平飞正常转弯时（坡度角小于 33 度）:

- PF 水平移动侧杆（侧杆水平移动量越大，导致的横滚速率就越大，也即：最大偏转量 15 度/秒）
- 无需进行俯仰修正
- 无需使用方向舵

在进行大坡度转弯时（坡度角大于 33 度），PF 必须：

- 在侧杆上施加水平压力以保持坡度。
- 在侧杆上施加向后的压力保持平飞。

发动机失效

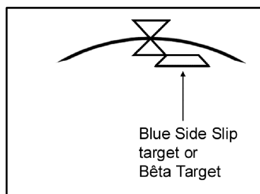
如果发动机失效且侧杆上无操纵力，水平正常法则控制飞机横滚和偏航的自然趋势。

如果侧杆上没有施加操纵力，飞机会达到一个大约 5 度的恒定坡度角、一个恒定的侧滑角及缓慢增幅的航向速率。

飞机的横侧动作是安全的。

但是，在需要的时候，PF 要使用横侧配平技术。就性能而言，在起飞时发动机失效时最有效的飞行技巧就是在横滚操纵面收上时保持稳定的航向控制。该技巧要求使用方向舵和随之产生的剩余侧滑。

结果，要显示起飞时发动机失效正确飞行所必需的方向舵量，测得的侧滑指数以计算的剩余侧滑值在 PFD 上显示。指数以蓝色而不是黄色显示，被称作 β 目标值。如果蹬方向舵使 β 目标指数回中，PF 要使用单发要求的剩余侧滑飞行。因此，飞机将在横侧操纵面全收上的情况下保持恒定航向飞行。



操纵建议：

在起飞时若发动机失效，PF 必须：

· 柔和松机头以保持安全速度（按 SRS）。
· 因为飞机在水平方向是安全的，所以不要急于蹬舵。
· 使用方向舵脚蹬使 β 目标回中。
· 使用小量侧杆力使残余航向偏转回零。

可用保护

正常法则提供五种不同的保护（参见“保护”段落）

· 大迎角保护
· 载荷因子保护
· 大俯仰姿态保护
· 坡度角保护
· 大速度保护

备用法则

在出现双重故障时，计算机及其外围设备的完整性和冗余性不足以达到正常法则及相应保护。系统根据剩余外围设备及计算机的可用程度出现逐步降级。

备用法则特点（通常在出现双重失效时激活）：

· 俯仰方向：与拉平正常直接法则相同。
· 横侧方向：横滚直接。
· 丧失除载荷因子保护之外的大部分保护。

在飞行包线限制值位置，飞机不受保护，也即：

· 在高速时，自然飞机静安定性恢复，出现超速警告。
· 在低速时，自动俯仰配平在 Vc prot（小于 VLS）停止，自然横侧静安定性恢复，在 1.03VS1g 出现失速警告。

在某些失效情况下，如失去 VS1g 计算或两部 ADR，低速时无法恢复横侧静安定性。在失去三部 ADR 时，高速时无法恢复横侧静安定性。

在备用法则起作用时， VMO 值减小为 320kt，α 底线保护被抑制。(在 A318 上，MMO 值也减小为.77)。

操纵建议：

在正常飞行包线范围内，俯仰操纵特性与正常法则相同。

在正常飞行包线范围内，PF 必须采取适当的措施避免失去控制并避免出现大的速度变化。这些动作与未受保护的飞机上发生同样情况是需要采取的动作一致（如，在出现失速警告时：增大推力，减小仰角，检查减速板收上）。

直接法则

在大多数三重故障的情况下，直接法则起作用。当出现这种情况时：

· 升降舵的偏转与侧杆的偏转成正比。根据构型和重心的不同，最大偏转量也不同。
· 副翼和扰流板的偏转量与侧杆偏转量成正比，随飞机构型不同而不同。
· 人工进行俯仰配平。

操纵特性为高品质飞机特色，几乎与构型和重心无关。因此，飞机显然没有保护，没有自动俯仰配平，但仍然有超速和失速警告。

操作建议:

PF 必须避免进行大的推力调整，也不要突然拉或者收减速板，重心靠后时尤其要注意。如果减速板伸出，飞机也已重新配平，PF 必须柔和收起减速板以给出时间让飞机重新配平从而避免大量的机头向下的配平变化。

显示

ECAM 和 PFD 会显示任何操纵法则降级的情况。

·在 ECAM 上

- 备用法则生效时:
  飞行操纵 备用法则(失去保护)
  最大速度……….320(A318: 320/.77)
- 直接法则生效时:
  飞行操纵 直接法则(失去保护)
  最大速度……….320/.77
  使用人工俯仰配平

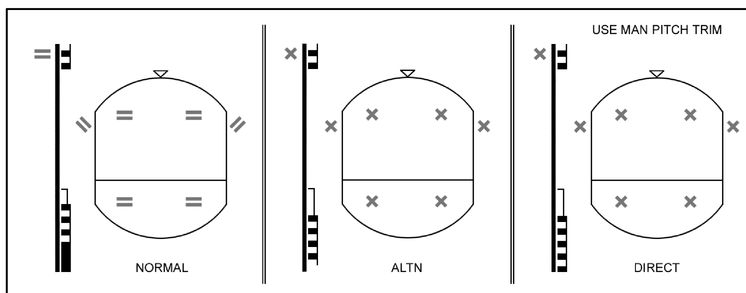
·在 PFD 上

PFD 增强 PF 对飞行操纵系统的状态意识。

在直接法则起作用时，在速度带上表示低速的特殊符号(=绿色)及特殊格式表示何种保护可用。

当失去保护时，在原来绿色的保护符号(=)的位置出现琥珀色的叉(X)。

当自动俯仰配平不再可用时,PFD 上 FMA 之下出现琥珀色"USE MAN PITCH TRIM（使用人工配平）"信息。



Fly-by-Wire Status Awareness via the PFD

通过 PFD 增强电传操纵意识

因此，只要简单地看看主要仪表(PFD)，飞行组就可以立刻意识到飞行操纵系统的状态并认识到其后果。

标准

保护

目的

PF 的主要任务之一就是将飞机保持在正常飞行包线范围内飞行。但是，由于出现极端的状况或飞行员错误处置，在某些情况下，可能超过这些限制。

保护不是用来允许 PF 超出正常飞行包线范围的，因为超出正常飞行包线范围是违反规定的。另外，这些保护也非用于进行结构限制保护（如，抵反方向的舵）。其设计目的为在紧急情况和压力很大的情况下，只有本能快速的反应才有效时协助 PF。

保护的目的在于:

· 给 PF 提供在极端的条件下持续稳定达成最佳飞机性能的权限。
· 减小操纵过量或使飞机超负载的危险。
· 给 PF 提供本能和立即实施的程序以确保 PF 达成可能的最佳结果。

坡度角保护

坡度角保护防止飞机进入任何大的复杂状态，也防止 PF 误操纵从而导致飞机进入大坡度角的状况（在复杂状态下，飞机改出较为复杂，因为正确分析该状况并及时反应比较困难）。坡度角保护给 PF 提供全权限来有效地进行所需的横侧机动。

最大可达成的坡度角为加或减:

· 67 度，在正常飞行包线范围内(2.5g 平飞)
· 45 度，在高速保护时（以避免螺旋俯冲）

高速保护

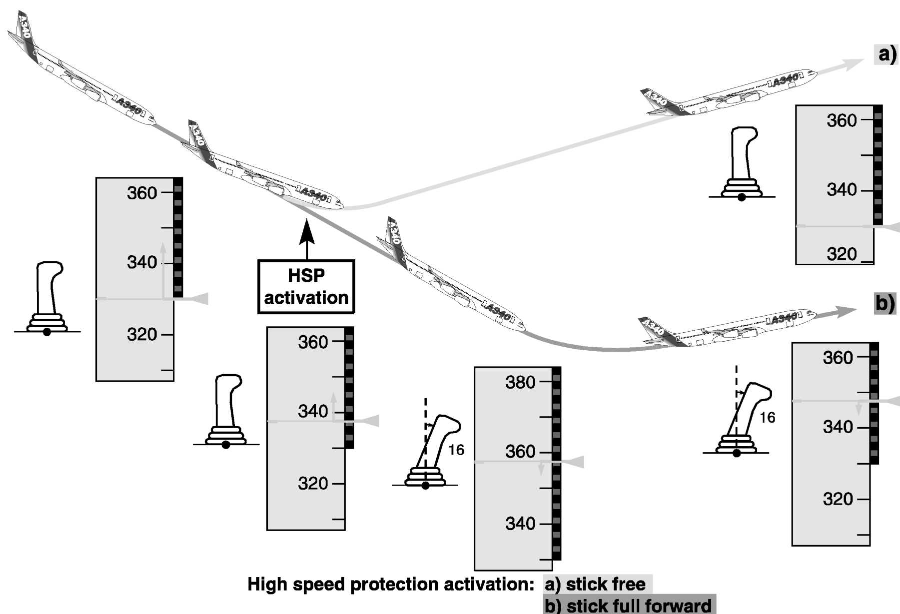
当超过最大设计速度 VD/MD(大于 VMO/MMO)飞行时，由于载荷大，飞机操纵可能更为困难，结构更容易出现损伤。因此，VMO/MMO 和 VD/MD 之间的裕度必须足够大，这样在超出正常飞行包线范围时不会出现大的问题。

为保护飞机，在俯冲或垂直复杂状态出现后，高速保护在侧杆指令之外增加一个正的机头向上的载荷指令。结果，这将导致 VMO/MMO 和 VD/MD 之间的裕度减小。

因此，在俯冲状态下：

· 如果侧杆上未施加操纵力量，飞机将略微超过 VMO/MMO 然后飞回飞行包线范围内。

· 如果将侧杆前推到底，飞机将超出 VMO/MMO 较多，但不到 VD/MD。在大约 VMO+16/MMO+0.04 时，俯仰机头向下权限柔和地减小至零（并不意味着飞机在该速度稳定）。



因此，在需要时，PF 通过侧杆上的反射动作有全权限进行高速/大俯冲脱离机动。

注：提供超速警告。

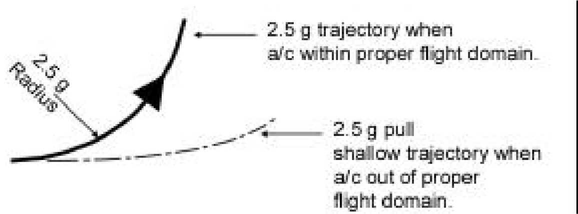
载荷因子保护

在商用飞机上，进行空中防撞规避或 CFIT 机动时可能载荷较大。

如果以某个载荷数值飞行，拉升“g”有效。如果飞机无法按该航迹飞行或无法进行该机动，拉升“g”有害。

在商用飞机上，最大许可结构载荷为:

· 光洁形态下为 2.5g 且
· 襟翼放出时为 2.0g



在大多数商用飞机上，进行有效 2.5g 机动的可能性非常小。另外，由于驾驶舱内不持续提供载荷信息，航空公司的 PF 并不习惯于控制该参数。在飞行经验中进一步揭示了：在应急情况下，飞行员在杆或侧杆上的起始反应较为犹豫，然后较猛。

有了载荷因子保护，PF 可以立即本能地将侧杆向后拉到底。飞机将立即开始进行 2.5g 机动，然后，如果因为危险仍然存在，PF 仍然需要保持侧杆向后拉到底，大迎角保护将起作用。载荷因子保护增进大迎角保护。

载荷因子保护使 PF 可以立即进行反应，而且不会导致飞机承受超大载荷。

飞行经验还表明 2.5g 反应提供比迟缓反应（延后 2 秒）并进行大载荷机动更大的超障余度。

大俯仰姿态保护

因为复杂状态或不适当的机动引起的俯仰姿态过大会导致危险状况出现:

· 机头向上姿态过大=>快速损失能量
· 机头向下姿态过大=>快速获得能量

另外，不存在需要以过大的姿态飞行的紧急情况。基于这些原因，俯仰姿态保护将俯仰姿态限制为+30 度/-15 度之间。

俯仰姿态保护增强高速保护、大载荷因子保护和大迎角保护。

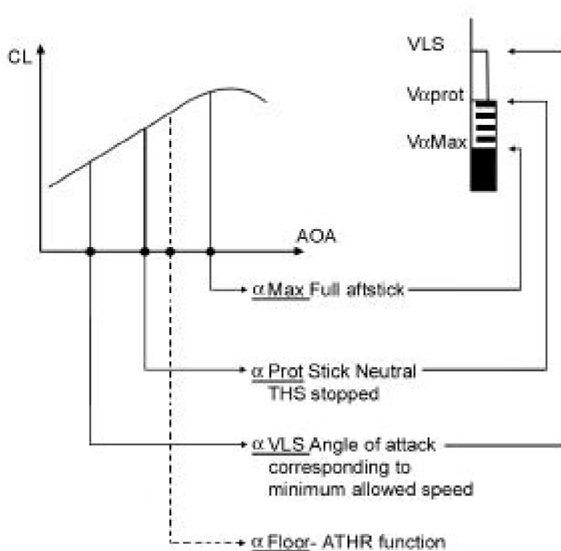
大迎角(AOA)保护

大迎角保护使 PF 可以在危险情况下将侧杆向后拉到底以持续达成可能的最佳飞机升力。在侧杆上的动作是本能的，大迎角保护使失速或失去控制的危险减至最小。

大迎角保护为空气动力保护的一种:

· 因为自动俯仰配平将停止，PF 将注意到正常飞行包线已超出，飞机将下沉以保持当前的迎角（α 保护，静安定性强），飞机反应将明显改变。

如果 PF 接着将侧杆向后拉到底，则指令一个最大迎角（大致与最大爬升迎角一致）。另外，若减速板伸出，将自动收上。



除了该空气动力保护外，还有另外三种能量功能:

- 如果自动推力处于速度方式，即使目标速度小于 VLS ，速度也不会小于 VLS 。
- 如果飞机的迎角继续增加，并达到了 α 底线，自动推力会触发 TOGA 推力，并接通（除非在单发等情况下）。

在紧急情况下，如风切变或 CFIT， PF 通过下列设备得到援助以使飞机性能最佳化:

- 自动推力：增大推力以保持速度大于 VLS
- α 底线：提供 TOGA 推力
- 大迎角保护：提供最大气动升力
- 减速板自动收回： 将阻力减到最小

操作建议：

当以最大迎角飞行时，如果需要，PF 可以柔和转弯。

除了短时间内要求最大机动速度之外，PF 不能有意在迎角保护范围内飞行。

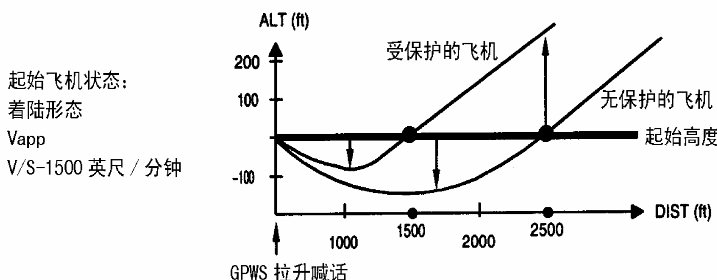
如果无意进入迎角保护范围，PF 必须尽快退出。将侧杆向前松开以减小迎角，同时增大推力（如果迎角底线尚未启动或取消）。如果 α 底线发生作用，必须在恢复安全速度后尽快按压脱开按钮将其取消(在任一推力手柄上)。

在 GPWS 警告/切变时:

· 将推力手柄调至 TOGA 位
· 将侧杆向后拉到底（风切变时飞 SRS 直至侧杆向后拉到底）
· 起始保持机翼水平

（*）表示风切变，按照 SRS 飞行，直到侧杆后拉到底。

这立即提供最大升力/最大推力/最小阻力。因此，CFIT 脱离机动将更为有效。



飞机有保护与无保护改出 CFIT 机动飞行航迹

上面的图示为在出现“ GPWS PULL UP（GPWS 拉起）”音响警告后 PF 实施脱离程序时有保护或无保护的所有飞机的典型航迹。

图表显示了保护的效应以确保低头量少 50%，下沉距离短 50%，双倍的安全裕度（由于反应时间更快）且明显获得高度（+/-250 英尺）。这些特征在所有受保护的飞机上都相同，因为脱离程序容易做，并且使 PF 以接近最大迎角的恒定迎角飞行。在无保护的飞机上，飞抖杆迎角要困难得多。

带改型 24215 或 24588 或 25534 的飞机

保护

目的

PF 的主要任务之一就是将飞机保持在正常飞行包线范围内飞行。但是，由于出现极端的状况或飞行员错误处置，在某些情况下，可能超过这些限制。

保护不是用来允许 PF 超出正常飞行包线范围的，因为超出正常飞行包线范围是违反规定的。另外，这些保护也非用于进行结构限制保护（如，抵反方向的舵）。其设计目的为在紧急情况和压力很大的情况下，只有本能快速的反应才有效时协助 PF。

保护的目的在于:

- 给 PF 提供在极端的条件下持续稳定达成最佳飞机性能的权限。
- 减小操纵过量或使飞机超负载的危险。
- 给 PF 提供本能和立即实施的程序以确保 PF 达成可能的最佳结果。

坡度角保护

坡度角保护防止飞机进入任何大的复杂状态，也防止 PF 误操纵从而导致飞机进入大坡度角的状况（在复杂状态下，飞机改出较为复杂，因为正确分析该状况并及时反应比较困难）。坡度角保护给 PF 提供全权限来有效地进行所需的横侧机动。

最大可达成的坡度角为加或减:

- 67 度，在正常飞行包线范围内(2.5g 平飞)
- 45 度，在高速保护时（以避免螺旋俯冲）

高速保护

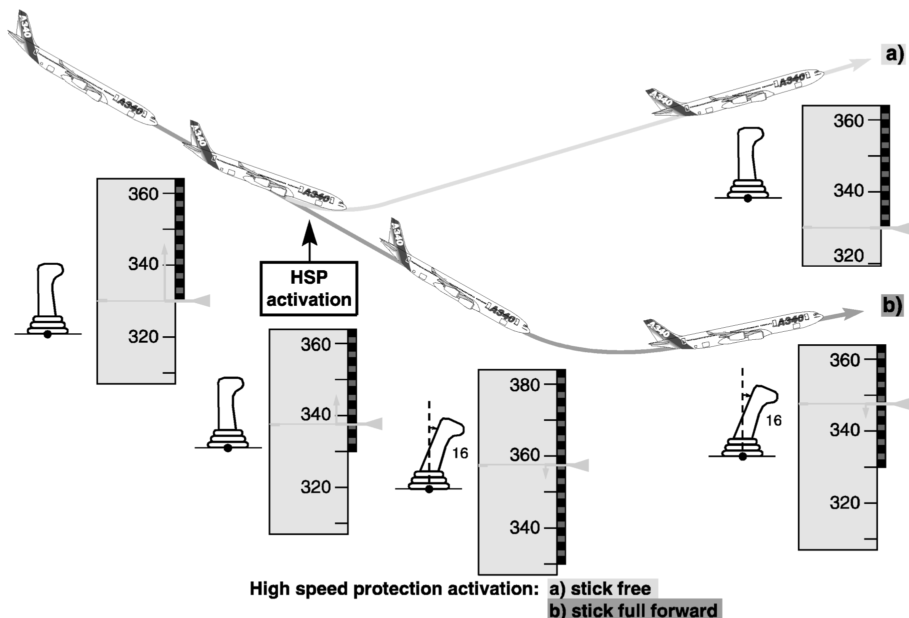
当超过最大设计速度 VD/MD(大于 VMO/MMO)飞行时，由于载荷大，飞机操纵可能更为困难，结构更容易出现损伤。因此，VMO/MMO 和 VD/MD 之间的裕度必须足够大，这样在超出正常飞行包线范围时不会出现大的问题。

为保护飞机，在俯冲或垂直复杂状态出现后，高速保护在侧杆指令之外增加一个正的机头向上的载荷指令。结果，这将导致 VMO/MMO 和 VD/MD 之间的裕度减小。

因此，在俯冲状态下：

· 如果侧杆上未施加操纵力量，飞机将略微超过 VMO/MMO 然后飞回飞行包线范围内。

· 如果将侧杆前推到底，飞机将超出 VMO/MMO 较多，但不到 VD/MD。在大约 VMO+16/MMO+0.04 时，俯仰机头向下权限柔和地减小至零（并不意味着飞机在该速度稳定）。



因此，在需要时，PF 通过侧杆上的反射动作有全权限进行高速/大俯冲脱离机动。

注：提供超速警告

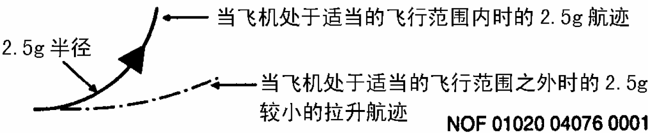
载荷因子保护

在商用飞机上，进行空中防撞规避或 CFIT 机动时可能载荷较大。

如果真实的机动飞行中产生某个载荷数值，引发的“g”是有效。如果飞机无法按该航迹飞行或无法进行该机动，引发的“g”是有害。

在商用飞机上，最大许可结构载荷为:

- 光洁形态下为 2.5g 且
- 襟翼放出时为 2.0g



在大多数商用飞机上，进行有效 2.5g 机动的可能性非常小。另外，由于驾驶舱内不持续提供载荷信息，航空公司的 PF 并不习惯于控制该参数。在飞行经验中进一步揭示了：在应急情况下，飞行员在杆或侧杆上的起始反应较为犹豫，然后较猛。

有了载荷因子保护，PF 可以立即本能地将侧杆向后拉到底。飞机将立即开始进行 2.5g 机动，然后，如果因为危险仍然存在，PF 仍然需要保持侧杆向后拉到底，大迎角保护将起作用。载荷因子保护增进大迎角保护。

载荷因子保护使 PF 可以立即进行反应，而且不会导致飞机承受超大载荷。

飞行经验还表明 2.5g 反应提供比迟缓反应（延后 2 秒）并进行大载荷机动更大的超障余度。

大俯仰姿态保护

因为复杂状态或不适当的机动引起的俯仰姿态过大会导致危险状况出现:

· 机头向上姿态过大=>快速损失能量
· 机头向下姿态过大=>快速获得能量

另外，不存在需要以过大的姿态飞行的紧急情况。基于这些原因，俯仰姿态保护将俯仰姿态限制为+30 度/-15 度之间。

俯仰姿态保护增强高速保护、大载荷因子保护和大迎角保护。

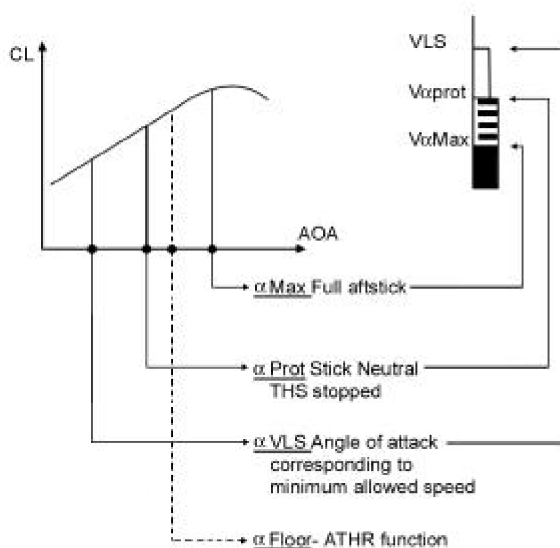
大迎角(AOA)保护

大迎角保护使 PF 可以在危险情况下将侧杆向后拉到底以持续达成可能的最佳飞机升力。在侧杆上的动作是本能的，大迎角保护使失速或失去控制的危险减至最小。

大迎角保护为空气动力保护的一种:

· 因为自动俯仰配平将停止，PF 将注意到正常飞行包线已超出，飞机将下沉以保持当前的迎角（α 保护，静安定性强），飞机反应将明显改变。

如果 PF 接着将侧杆向后拉到底，则指令一个最大迎角（大致与最大爬升迎角一致）。另外，若减速板伸出，将自动收上。



除了该空气动力保护外，还有另外三种能量功能:

· 如果自动推力处于速度方式，即使目标速度小于 VLS ，速度也不会小于 VLS 。

· 当飞机能量水平降到一个特定的诸如 IAS、增速/减速或 FPA 的临界功能值以下时，“低能量”音响提示出现。
例如，如果飞机以1节/秒的减速率减速，并且:

-- FPA为 -3度，提示将在大约VLS -8时出现，
-- FPA为 -4度，提示将在大约VLS -2时出现。.

该“速度，速度，速度”将使PF的注意力集中到速度带上并显示要求立即调整推力。

在α底线之前出现，当飞机低于无线电高度2000英尺且形态≥2时可用。

· 如果迎角仍然增大并达到迎角底线临界值，自动推力提供 TOGA 并接通（单发除外）。

在紧急情况下，如风切变或 CFIT， PF 通过下列设备得到援助以使飞机性能最佳化:

· 自动推力：增大推力以保持速度大于 VLS
· 低能量速度 – 速度警告：增强PF意识
· α 底线：提供 TOGA 推力
· 大迎角保护：提供最大气动升力
· 减速板自动收回： 将阻力减到最小

操作建议：

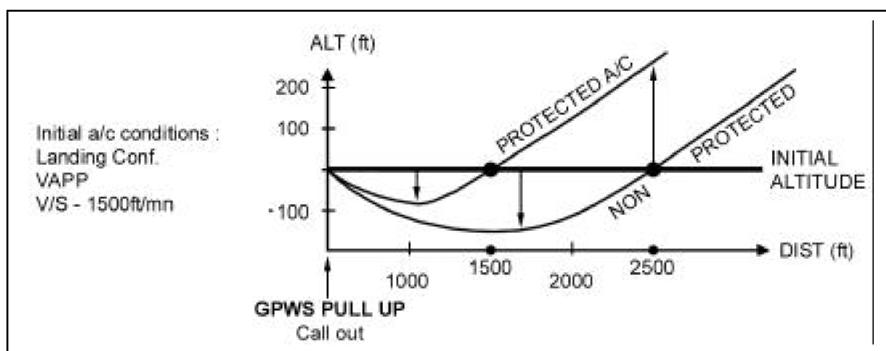
当以最大迎角飞行时，如果需要，PF 可以柔和转弯。

除了短时间内要求最大机动速度之外，PF 不能有意在迎角保护范围内飞行。

如果无意进入迎角保护范围，PF 必须尽快退出。将侧杆向前松开以减小迎角，同时增大推力（如果迎角底线尚未启动或取消）。如果 α 底线发生作用，必须在恢复安全速度后尽快按压脱开按钮将其取消(在任一推力手柄上)。

在 GPWS 警告/切变时:
· 将推力手柄调至 TOGA 位
· 将侧杆向后拉到底（风切变时飞SRS直至侧杆向后拉到底）
· 起始保持机翼水平
（*）遇风切变，跟 SRS，直至侧杆后拉到底。

这立即提供最大升力/最大推力/最小阻力。因此，CFIT 脱离机动将更为有效。



- **CFIT Escape Maneuvers on Protected and Non Protected Aircraft** -

有保护与无保护复飞航迹

上面的图示为在出现“ GPWS PULL UP（GPWS 拉起）”音响警告后 PF 实施脱离程序时有保护或无保护的所有飞机的典型航迹。

图表显示了保护的效应以确保低头量少 50%，下沉距离短 50%，双倍的安全裕度（由于反应时间更快）且明显获得高度（+/-250 英尺）。这些特征在所有受保护的飞机上都相同，因为脱离程序容易做，并且使 PF 以接近最大迎角的恒定迎角飞行。在无保护的飞机上，飞抖杆迎角要困难得多。

机械备份

机械备份的作用是为达成 MMEL 放行条件的所有安全目标: 管理临时或全部电源系统丧失，临时失去 5 部电传计算机，失去两个升降舵或失去全部副翼和扰流板。

必须了解因为电传控制的建构，使用机械备份的可能性极小。例如，若电源系统不正常或双发熄火，备份仍然可用。

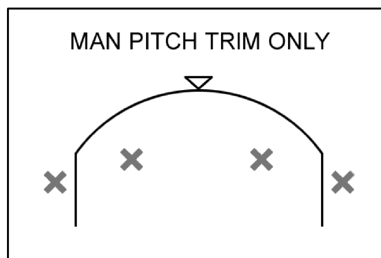
在出现这样的故障时，机械备份使 PF 能够使用方向舵和人工俯仰配平，同时重新设置系统，使飞机安全地稳定。

在这样的情况下，目的不是精确地飞行，而是保持飞机姿态安全并稳定，从而恢复丧失的系统。

俯仰配平轮用来控制俯仰。应柔和地进行俯仰配平，因为 THS 尺寸很大，其效应明显。

方向舵提供横侧控制并在短暂的延迟后出现明显的横滚。PF 应使用方向舵进行转弯，并等待飞机反应。放松方向舵力，稳定机翼并改平坡度。

PFD 上出现红色“仅人工俯仰配平”信息以立即通知 PF 正在使用的是机械备份。PFD 上的备份显示仅人工俯仰配平。



非正常姿态

如果因为某种原因飞机大大超出正常飞行包线范围，达到非正常姿态，正常操纵被修改，给 PF 提供重新获得正常姿态的最大效应（典型的超出正常飞行包线范围的事例是防止空中相撞采取的机动）。

所谓“非正常姿态”法则为:

· 带载荷因子保护的备用俯仰（无自动配平）
· 横侧直接法则，偏航备用

当达到下列极端值时这些法则发生作用:

· 俯仰（50 度仰角，30 度俯角）
· 坡度角（125 度）
· 迎角（30 度，-10 度）
· 速度（440 节，60 节）
· 马赫数（0.96，0.1）

因为电传操纵提供保护以确保尽早快速进行反应，飞机达到这些姿态的可能性极其微弱。这就使飞机进入复杂状态的可能性及其影响减至最小。

电传操纵的效应及操纵法则的存在使有保护的空客飞机无需进行复杂状态改出的训练。

侧杆和优先按钮

当 PF 在侧杆上施加操纵力量时，一个指令（电信号）发送给电传操纵计算机。如果 PNF 也在侧杆上施加操纵力量，则两个信号/指令叠加。

因此，与其他机型一样，PF 与 PNF 不能同时操纵侧杆。如果 PNF（或教员）需要接管操纵，PNF 必须按压侧杆优先按钮并宣布“我来操纵”。

如果一名飞行机组成员倒在侧杆上或者机械故障导致侧杆卡阻（无相应的 ECAM 警戒信息），“失效的”侧杆指令叠加在“未失效的”侧杆指令上。

在这种情况下，不受影响的飞行机组成员必须按压侧杆优先按钮至少 40 秒以使“失效的”侧杆无效。

飞行员可以在任何时候按压侧杆上的接管按钮使断开的侧杆重新激活。

在由于电源故障 ECAM 上出现“SIDE STICK FAULT(侧杆故障)”警告信息时，受影响一侧的侧杆指令（发送给计算机）被迫为零。这就使受影响的侧杆自动断开。因此该警告无相应的程序。

<u>注</u>: 当通过另一侧侧杆优先按钮断开侧杆时，可以通过自己的侧杆优先按钮重新激活侧杆。

自动驾驶/飞行指引仪

目的

自动驾驶仪（AP）和飞行指引仪（FD）帮助飞行机组在正常飞行包线内操纵飞机，以达到以下目的:

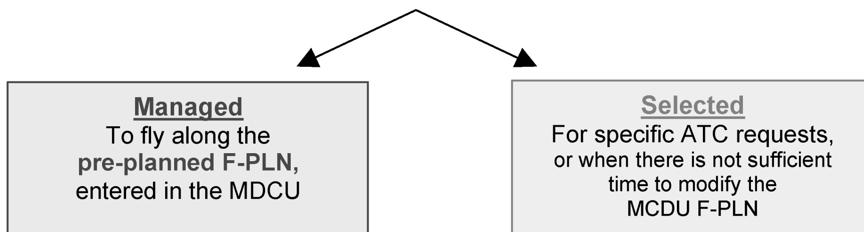
- 优化起飞、复飞、爬升或下降阶段的性能
- 服从 ATC 指令（水平或垂直）
- 在 II 类和 III 类条件下以极高的精确度使飞机重复起降。

为了达到这些目的:

- AP 接管正常任务。这使操纵飞机的飞行员(PF)有必要的时间和精力对整个操纵状况进行评定。
- FD 提供适当的姿态或飞行轨迹指令，并使 PF 能够精确地人工操纵飞机。

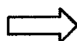
管理与选择的方式

方式选择是 PF 要作出的一个关键决定。



管理的方式要求:

- 良好的 FMS 导航精度（或主 GPS）
- 适当的 ACTIVE F-PLN（如：输入了欲飞的水平和垂直航迹，并且 F-PLN 的顺序受到监控）

如果这两个条件不满足:  回到选择的方式

与 AP/FD 的主要接口

MCDU Long-term* interface To prepare lateral or vertical revisions, or to preset the speed for the next phase.	FCU Short-term interface To select the ATC HDG, expedite, speed, etc. (quickly performed “head-up”)

*DIR TO（直飞）功能是此法则的例外。

操纵建议

预期的飞行计划可以使用 FMS 的第二飞行计划（SEC P-PLN）通过预备以下内容进行更新:

- EN ROUTE DIVERSIONS（航路备降）
- DIVERSION TO ALTN（转向备降场）
- CIRCLING（盘旋）
- LATE CHANGE OF RWY（很晚换跑道）

这使MCDU可以应用于短期操作中。

任务分担和交流

使用 FCU 和 MCDU 必须遵循以下的法则，以确保:

- 安全操作（正确输入）
- 有效的飞行员之间的交流（知晓彼此的意图）
- 舒适操作（适当地使用 “可用的双手”）

MCDU 输入由 PF 完成，此时将操纵暂时交给 PNF。 必须进行交叉检查。 在 10000 英尺以下应避免进行比较耗时的输入。输入应该严格限制在对操纵有利的输入范围内。 （PERF APPR，DIR TO， DIR TO INTERCEPT，RAD NAV，跑道最后改变，生效的 SEC F-PLN，可到达的备降场）		FCU 输入应该由： — AP 接通时，PF 完成。 — AP 脱开时，PNF（按 PF 要求）完成。 FCU 输入必须报出。 FCU 输入时： PF 必须检查并报出相应的 PFD/FMA 目标和方式。 PNF 必须检查检查并且喊“检查”。

AP/FD 监控

FMA 指示 AP，FD 和 A/THR 的状态以及它们相应的工作方式。PF 必须监控 FMA，并报出 FMA 的任何改变。飞行机组使用 FCU 和 MCDU 给 AP/FD 发出指令。飞机应按照这些指令飞行。

飞行机组应主要关注:

飞机现在应该怎么飞？
飞机下一步该怎么飞？

如果飞机没有按照预期计划飞:

- 并且，如果在管理的方式: ⇨ 选择所需目标
- 或，脱开 AP，人工操纵飞机。

自动驾驶仪（AP）操作

AP 可以在离地 5 秒之后并且至少 100 英尺以上的正常飞行包线内接通。飞机状态明显处于正常飞行包线限制之外时，AP 自动脱开。

当飞机状态处于飞行包线之外时，AP 不能接通。飞行操纵法则用于协助飞行机组按照所选策略使飞机回到包线之内。

AP 能够用于:

- 自动着陆：根据 FCOM 中的限制，直到飞机着陆滑跑。
- 对于其它进近，直到:
  - 直接进入的非精密进近 MDA
  - 盘旋进近 MDA-100 英尺
  - FMA 显示 CAT1 的 ILS 进近 160 英尺
  - 其它所有阶段 500 英尺。

在以下情况下，也能够使用:

- 发动机失效：在演示的极限范围内，没有任何限制，包括自动着陆。
- 非正常构型（如缝翼/襟翼失效）：直到 500 英尺 AGL。在这些构型下需要额外警惕。如果飞机偏出预计的安全飞行轨迹，飞行机组必须作好交接操纵的准备。

应使用侧杆本能脱开按钮脱开 AP。侧杆的本能超控动作包括在 AP 接通时推、拉侧杆。此动作使 AP 脱开，并且应按设计要求进行，即：在本能反应的情况下（比如对 AP 忽然使飞机向一侧完全偏转的反应）。

AP 未接通时 FD 的使用

当 FD 接通情况下人工飞行时，根据飞行机组选择的有效方式，FD 指令杆或 PFD 飞机符号提供水平和垂直指令。

因此:

→ 飞行时要使 FD 或 PFD 居中

→ 如果没有使用 FD 指令，关掉 FD。

强烈建议当关掉两部 FD 时，一定要确保在 SPEED 方式，并且 A/THR 接通。

自动推力（A/THR）

标准或 24035+24197 型号

目的

A/THR 计算机（在 FG 之内）与发动机计算机，即 FADEC 由接口直接相连。

A/THR 为 FADEC 提供推力目标，用于:

- 在 SPEED 方式，获得并保持目标速度。
- 在推力方式，获得特定的推力设定，如 THR.CLB。

接口

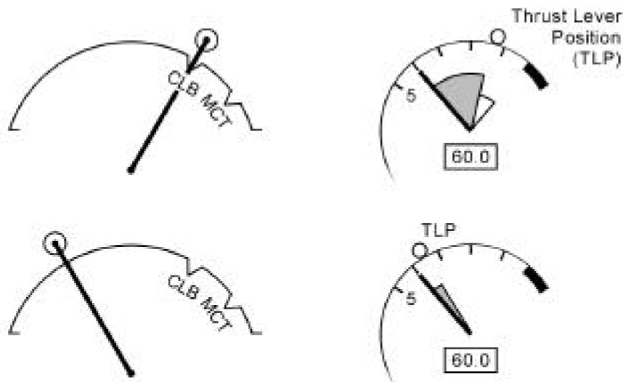
当 A/THR 生效时，推力手柄的位置确定 A/THR 能够在 SPEED 或 THRUST 方式下指令的最大推力。因此，A/THR 生效时，推力手柄起推力限制器或推力额定面板的作用。

A/THR 计算机不反向驱动推力手柄。PF 将其设定在推力手柄范围内的一个特定卡位内。A/THR 系统提供了指示飞机能量的提示:

- 由速度趋势矢量获得的速度、增速或减速
- N1 表上的 N1 和 N1 指令。

所有这些提示都在飞行机组的直接视线范围内。

换言之，推力手柄位置（TLP）不应该用于监控 A/THR 操作的正确性。传统自动油门的推力手柄位置也不应该作为参考内容，因为在许多危险状况下，推力手柄位置可能令人误解（如发动机失效，推力手柄卡阻）。



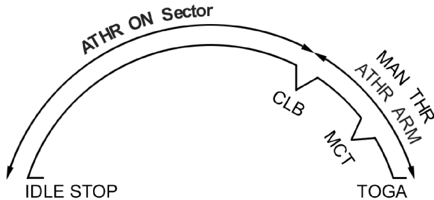
-The TLP Determines Max Thrust for the A/THR

TLP 为自动推力确定最大推力

正常操作

只有当推力手柄在 IDLE 和 CLB 卡位之间时，A/THR 才能生效。

当推力手柄超过 CLB 卡位时，推力由人工控制到推力手柄位置，并且 A/THR 预位（A/THR 在 FMA 上显示为蓝色）。这意味着当飞行机组将推力手柄退回到 CLB 卡位（或更低）时，A/THR 已作好重新生效的准备。



起飞时

推力手柄既可以设定到最前方的 TOGA（起飞复飞）位，也可以设定到 FLX（灵活）卡位。推力由人工控制到 TLP（推力手柄位置），并且 A/THR（自动推力）预位。在 FMA 上的指示为蓝色。

起飞后

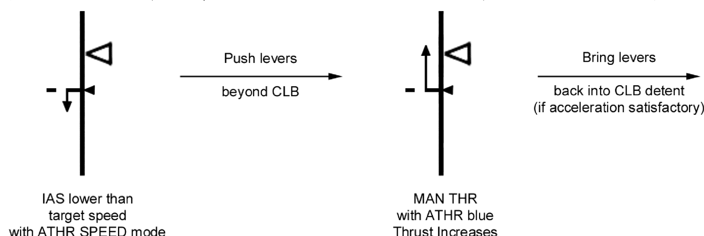
当飞机达到减推力高度时，飞行机组将推力手柄退回到 CLB（爬升）卡位。这使 A/THR（自动推力）生效。因此，MAX CLB（最大爬升）将成为由 A/THR（自动推力）在 CLB（爬升），CRZ（巡航），DES（下降）或 APPR（进近）方式中按需指令的最大正常推力设定值。

推力手柄低于 CLB（爬升）卡位：

如果一个推力手柄设定到CLB（爬升）卡位以下，FMA会出现一个LVR ASYM信息，以提示飞行机组（如由于一台发动机振动水平高而需要此构型）。但是，如果在 A/THR（自动推力）生效时设定到 CLB（爬升）卡位以下，在 FMA 第一栏会出现闪动的 CLB（爬升）或 LVR CLB（LVR 爬升）。这是因为没有在这种条件下永久限制双发 A/THR（自动推力）权限的操作原因。这种情况下，两个推力手柄可以都收回到 CLB（爬升）卡位，否则 A/THR（自动推力）应设定到 OFF（关断）位。

推力手柄大于 CLB（爬升）卡位：

当 A/THR（自动推力）生效时，如果推力手柄设定到大于 CLB（爬升）卡位的位置，飞行机组人工控制推力到推力手柄位置。FMA 显示：在 FMA 第一栏 THR（推力）或 MAN THR（人工推力），并且 A/THR（自动推力）预位。蓝色 A/THR（自动推力）显示在 FMA 最后一栏。作为提示信息，CLB（爬升）或 LVR CLB（LVR 爬升）在 FMA 上闪动。当飞机速度远远低于目标速度时，这一技巧最为有效。当飞机的速度或增速令人满意时，推力手柄应退回到 CLB（爬升）卡位。 这使 A/THR（自动推力）重新生效。



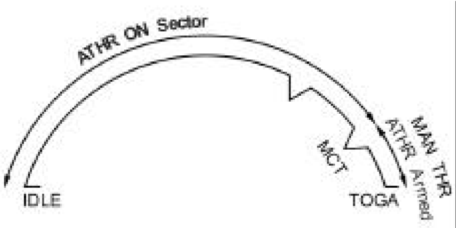
Speed Drop in Approach: Recommended Recovery Technique

在进近时速度下降：建议的改出技巧

注：在进近中（如要恢复 VAPP）使用此技巧时，推力手柄应移动到超过 CLB（爬升）卡位，但是不能超过 MCT（最大连续推力）。大多数情况下，没有必要超过 MCT（最大连续推力），并且 PF（操纵飞机的飞行员）可能会无意间将推力手柄一直前推到 TOGA（起飞复飞）位，从而接通复飞方式。

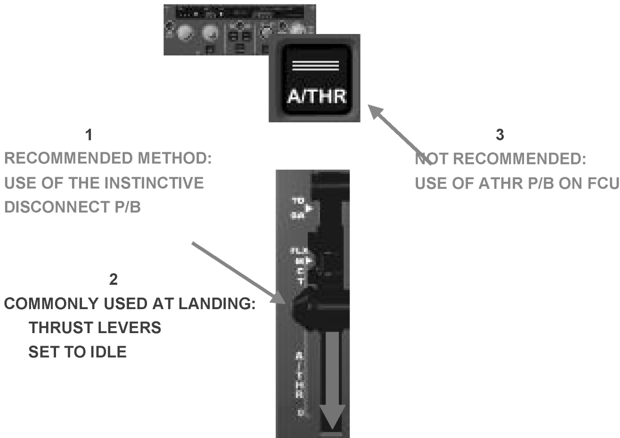
一台发动机失效时的操作

以上注释中的原则也适用于单发情况，除了推力手柄只有设定在 IDLE（慢车）和 MCT（最大连续推力）之间时，A/THR（自动推力）才能生效。



一台发动机失效时，在以后飞行中推力手柄将在 MCT（最大连续推力）卡位。这是因为 MCT（最大连续推力）是 A/THR（自动推力）通常能够在所有飞行阶段（如：CLB（爬升），CRZ（巡航），DES（下降）或 APPR（进近））中指令爬升或增速的最大推力。

将自动推力设定为关断



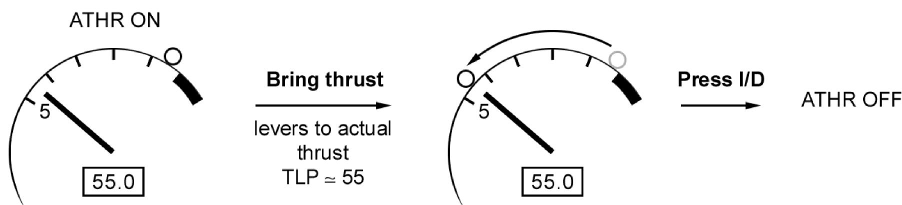
1)本能断开（I/D）按钮的使用

如果在推力手柄处于 CLB（爬升）卡位时按压 I/D（本能断开）按钮，推力将增加到 MAX CLB（最大爬升）。这可能会导致出现不想要的推力改变。比如，在进近中，A/THR（自动推力）在 SPEED（速度）方式，指令大约 N1 55%。如果 PF 按压 I/D（本能断开）按钮，A/THR（自动推力）断开，并且推力达到 MAX CLB（最大爬升）。这会使进近受到影响。

因此，将 A/THR（自动推力）设定到关断的推荐技巧是：

- 通过观察推力表上的 TLP（推力手柄位置）符号，将推力手柄退回到大概当前推力设定值位置。
- 按压 I/D（本能断开）按钮。

这一技巧将设定 A/THR（自动推力）关断时的推力不连续减到最小。



2）推力手柄设定到慢车

如果推力手柄设定到 IDLE（慢车），则 A/THR（自动推力）设定到关断。这一技巧通常在 A/THR（自动推力）处于 THR IDLE（推力慢车）方式下降或着陆时使用。A/THR（自动推力）生效时，拉平过程中，推力手柄设定到 CLB（爬升）卡位。然后，当在着陆时推力需要减小时，推力手柄应柔和移动并设定到 IDLE（慢车）停止卡位。这样会使推力减小并使 A/THR（自动推力）关断。作为提示，会有“RETARD”（收油门）的音响提示响起。拉平时，此音响提示会在 20 英尺时响起，除非是在自动着陆时，自动着陆时在 10 英尺响起。

应该指出的是当推力手柄收回到 IDLE（慢车）并且 A/THR（自动推力）关断时，A/THR（自动推力）可以通过按压 FCU 上的按钮并使推力手柄回到适用的卡位重新衔接。为了避免出现“自动推力受限”信息，推力手柄应立即回到适当的卡位。

3）FCU 按钮的使用

FCU 按钮的使用被认为是一个非自愿的 A/THR（自动推力）关断指令（如出现失效时）。按压时，只要推力手柄保持在 CLB（爬升）或 MCT（最大连续推力）卡位，推力被冻结并保持锁定在飞机机组按压 A/THR（自动推力）按钮时的推力值。

如果推力手柄不在卡位，推力由人工控制，因此推力松锁。

FMA 上出现琥珀色 THR LK（推力锁定）信息。

这种情况下，当飞行机组将推力手柄移出卡位时，恢复到完全人工操纵，并且 FMA 上的 THR LK（推力锁定）信息消失。

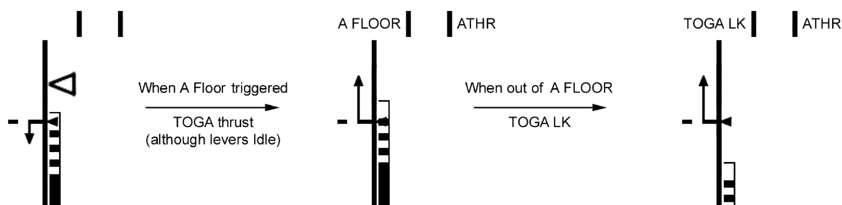
除非本能断开按钮不工作，否则不要使用该特性。

ALPHA 平台

当飞机的迎角超过 α 平台临界值时，意味着飞机已经大大减速（低于迎角保护速度）：无论推力手柄在什么位置，A/THR（自动推力）自动生效并且给出 TOGA（起飞复飞）推力指令。

以下举例说明：

- 飞机在推力手柄人工设定到 IDLE（慢车）位时下降。
- 如 FMA 所示，在 FD 关断情况下人工飞行时，飞机减速。



Speed Scale and FMA Indications in a Typical A Floor Case

在典型的α平台情况下的速度带和 FMA 显示

当飞机减速，迎角达到α平台临界值时，A/THR（自动推力）生效并且给出 TOGA（起飞复飞）推力指令，尽管推力手柄实际上在 IDLE（慢车）位置。

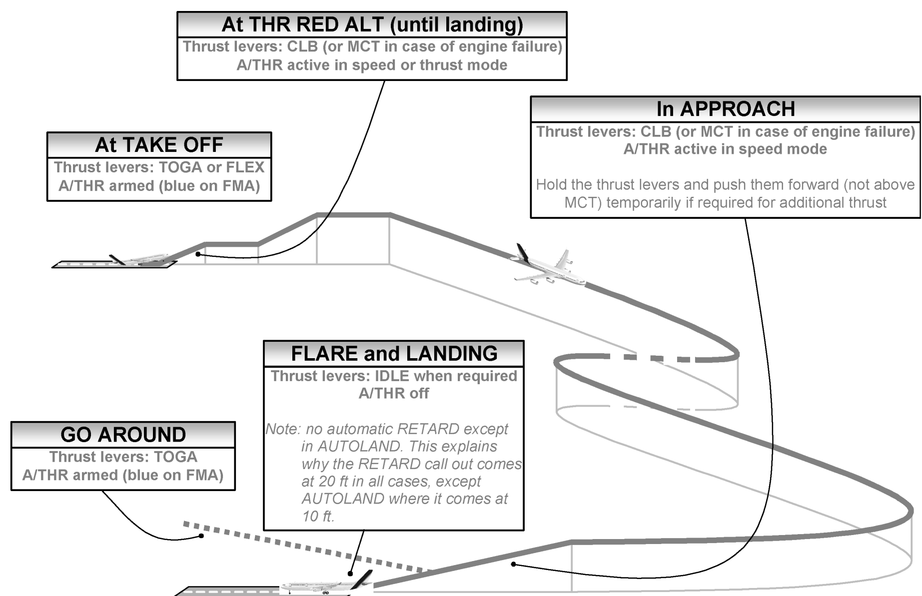
当飞机重新开始增速，迎角减小到α平台临界值以下时，TOGA（起飞复飞）推力保持并锁定。这使飞行机组能够在必要时减小推力。TOGA LK（起飞复飞锁定）会在 FMA 上出现指示 TOGA（起飞复飞）推力已经锁定。只有在使用本能断开按钮将 A/THR（自动推力）设定到关断时，才能恢复到预选的推力。

当飞行操纵在正常法则内时，从离地直到着陆前 100 英尺 RA（无线电高度），α平台可用。在一些发动机失效情况下，α平台被抑制。

A/THR（自动推力）的使用— 总结

在整个飞行中，建议使用 A/THR（自动推力）。在包括以下的大部分失效情况下，也可以使用：

- 一台发动机失效，即使是在自动着陆时
- 非正常构型时



自动推力应当通过下列方式进行监控:

- PFD 上的 FMA 速度/速度矢量

ECAM E/WD 上的 N1/N1 指令（EPR）

A318 或 24035 或 24160 或 24189 改型的飞机

目的

A/THR 计算机（在 FG 之内）与发动机计算机，即 FADEC 由接口直接相连。

A/THR 为 FADEC 提供推力目标，用于:

- 在 SPEED 方式，获得并保持目标速度。
- 在推力方式，获得特定的推力设定，如 THR CLB。

接口

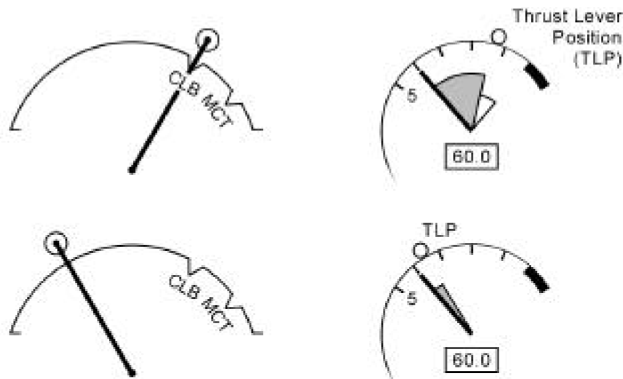
当 A/THR 生效时，推力手柄的位置确定 A/THR 能够在 SPEED 或 THRUST 方式下指令的最大推力。因此，A/THR 生效时，推力手柄起推力限制器或推力额定面板的作用。

A/THR 计算机不反向驱动推力手柄。PF 将其设定在推力手柄范围内的一个特定卡位内。A/THR 系统提供了指示飞机能量的提示：

- 由速度趋势矢量获得的速度、增速或减速
- N1 表上的 N1 和 N1 指令。

所有这些提示都在飞行机组的直接视线范围内。

换言之，推力手柄位置（TLP）不应该用于监控 A/THR 操作的正确性。传统自动油门的推力手柄位置也不应该作为参考内容，因为在许多危险状况下，推力手柄位置可能令人误解（如发动机失效，推力手柄卡阻）。



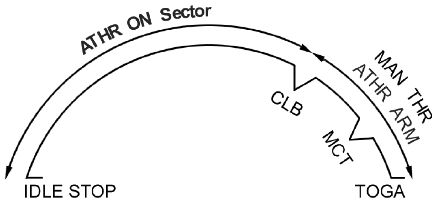
-The TLP Determines Max Thrust for the A/THR

TLP 为自动推力确定最大推力

正常操作

只有当推力手柄在 IDLE 和 CLB 卡位之间时，A/THR 才能生效。

当推力手柄超过 CLB 卡位时，推力由人工控制到推力手柄位置，并且 A/THR 预位（A/THR 在 FMA 上显示为蓝色）。这意味着当飞行机组将推力手柄退回到 CLB 卡位（或更低）时，A/THR 已作好重新生效的准备。



起飞时

推力手柄既可以设定到最前方的 TOGA（起飞复飞）位，也可以设定到 FLX（灵活）卡位。推力由人工控制到 TLP（推力手柄位置），并且 A/THR（自动推力）预位。在 FMA 上的指示为蓝色。

起飞后

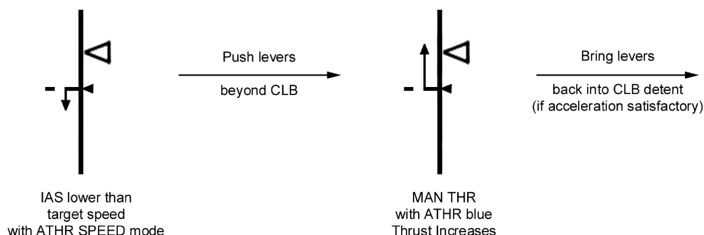
当飞机达到减推力高度时，飞行机组将推力手柄退回到 CLB（爬升）卡位。这使 A/THR（自动推力）生效。因此，MAX CLB（最大爬升）将成为由 A/THR（自动推力）在 CLB（爬升），CRZ（巡航），DES（下降）或 APPR（进近）方式中按需指令的最大正常推力设定值。

推力手柄低于 CLB（爬升）卡位：

如果一个推力手柄设定到 CLB（爬升）卡位以下，FMA 会出现一个 LVR ASYM 信息，以提示飞行机组（如由于一台发动机振动水平高而需要此构型）。但是，如果在 A/THR（自动推力）生效时设定到 CLB（爬升）卡位以下，在 ECAM 上会出现 AUTO FLT A/THR LIMITED 注意信息。这是因为没有在这种条件下永久限制双发 A/THR（自动推力）权限的操作原因。这种情况下，两个推力手柄可以都收回到 CLB（爬升）卡位，否则 A/THR（自动推力）应设定到 OFF（关断）位。

推力手柄大于 CLB（爬升）卡位：

当 A/THR（自动推力）生效时，如果推力手柄设定到大于 CLB（爬升）卡位的位置，飞行机组人工控制推力到推力手柄位置。FMA 显示 THR（推力）或 MAN THR（人工推力），并且 A/THR（自动推力）预位。作为提示信息，CLB（爬升）或 LVR CLB（LVR 爬升）在 FMA 上闪动。当飞机速度远远低于目标速度时，这一技巧最为有效。当飞机的速度或增速令人满意时，推力手柄应退回到 CLB（爬升）卡位。 这使 A/THR（自动推力）重新生效。



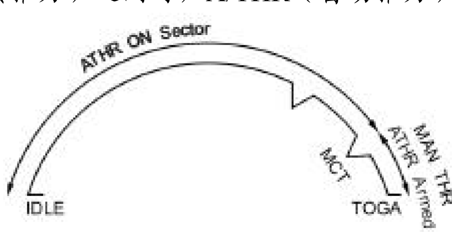
Speed Drop in Approach: Recommended Recovery Technique

在进近时速度下降：建议的改出技巧

注：在进近中（如要恢复 VAPP）使用此技巧时，推力手柄应移动到超过 CLB（爬升）卡位，但是不能超过 MCT（最大连续推力）。大多数情况下，没有必要超过 MCT（最大连续推力），并且 PF（操纵飞机的飞行员）可能会无意间将推力手柄一直前推到 TOGA（起飞复飞）位，从而接通复飞方式。

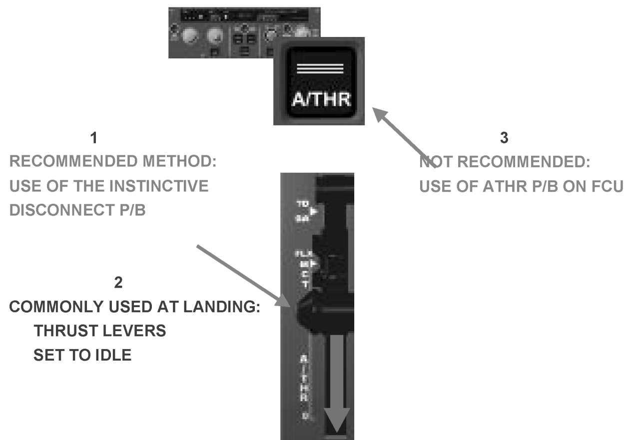
一台发动机失效时的操作

以上注释中的原则也适用于单发情况，除了推力手柄只有设定在 IDLE（慢车）和 MCT（最大连续推力）之间时，A/THR（自动推力）才能生效。



一台发动机失效时，在以后飞行中推力手柄将在 MCT（最大连续推力）卡位。这是因为 MCT（最大连续推力）是 A/THR（自动推力）通常能够在所有飞行阶段（如：CLB（爬升），CRZ（巡航），DES（下降）或 APPR（进近））中指令爬升或增速的最大推力。

将自动推力设定为关断



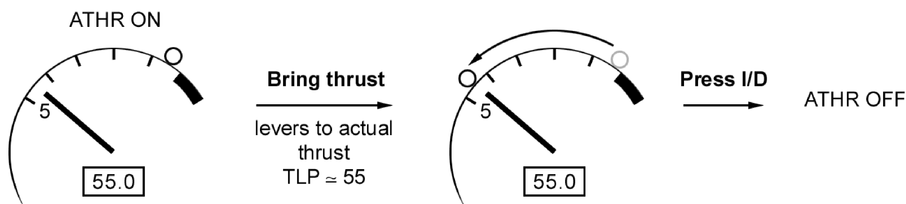
1）本能断开（I/D）按钮的使用

如果在推力手柄处于 CLB（爬升）卡位时按压 I/D（本能断开）按钮，推力将增加到 MAX CLB（最大爬升）。这可能会导致出现不想要的推力改变。比如，在进近中，A/THR（自动推力）在 SPEED（速度）方式，指令大约 N1 55%。如果 PF 按压 I/D（本能断开）按钮，A/THR（自动推力）断开，并且推力达到 MAX CLB（最大爬升）。这会使进近受到影响。

因此，将 A/THR（自动推力）设定到关断的推荐技巧是：

- 通过观察推力表上的 TLP（推力手柄位置）符号，将推力手柄退回到大概当前推力设定值位置。
- 按压 I/D（本能断开）按钮。

这一技巧将设定 A/THR（自动推力）关断时的推力不连续减到最小。



2）推力手柄设定到慢车

如果推力手柄设定到 IDLE（慢车），则 A/THR（自动推力）设定到关断。这一技巧通常在 A/THR（自动推力）处于 THR IDLE（推力慢车）方式下降或着陆时使用。A/THR（自动推力）生效时，拉平过程中，推力手柄设定到 CLB（爬升）卡位。然后，当在着陆时推力需要减小时，推力手柄应柔和移动并设定到 IDLE（慢车）停止卡位。这样会使推力减小并使 A/THR（自动推力）关断。作为提示，会有“RETARD”（收油门）的音响提示响起。拉平时，此音响提示会在 20 英尺时响起，除非是在自动着陆时，自动着陆时在 10 英尺响起。

应该指出的是当推力手柄收回到 IDLE（慢车）并且 A/THR（自动推力）关断时，A/THR（自动推力）可以通过按压 FCU 上的按钮并使推力手柄回到适用的卡位重新衔接。为了避免出现“自动推力受限”信息，推力手柄应立即回到适当的卡位。

3）FCU 按钮的使用

FCU 按钮的使用被认为是一个非自愿的 A/THR（自动推力）关断指令（如出现失效时）。按压时，只要推力手柄保持在 CLB（爬升）或 MCT（最大连续推力）卡位，推力被冻结并保持锁定在飞机机组按压 A/THR（自动推力）按钮时的推力值。

如果推力手柄不在卡位，推力由人工控制，因此推力松锁。

在推力锁定时，出现 ECAM 警戒和 FMA 信息:

→ FMA 上出现琥珀色 THR LK（推力锁定）信息。
→ ECAM 警戒信息为:

AUTOFLT：自动推力关断
ENG……….推力锁定
推力手柄……移动

这种情况下，当飞行机组将推力手柄移出卡位时，恢复到完全人工操纵，并且 FMA 上的 THR LK（推力锁定）信息消失。

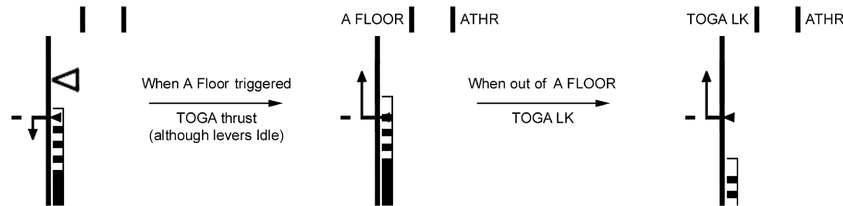
除非本能断开按钮不工作，否则不要使用该特性。

α 平台

当飞机的迎角超过 α 平台临界值时，意味着飞机已经大大减速（低于迎角保护速度）：无论推力手柄在什么位置，A/THR（自动推力）自动生效并且给出 TOGA（起飞复飞）推力指令。

以下举例说明：

- 飞机在推力手柄人工设定到 IDLE（慢车）位时下降。
- 如 FMA 所示，在 FD 关断情况下人工飞行时，飞机减速。



在典型的 α 平台情况下的速度带和 FMA 显示

当飞机减速，迎角达到 α 平台临界值时，A/THR（自动推力）生效并且给出 TOGA（起飞复飞）推力指令，尽管推力手柄实际上在 IDLE（慢车）位置。

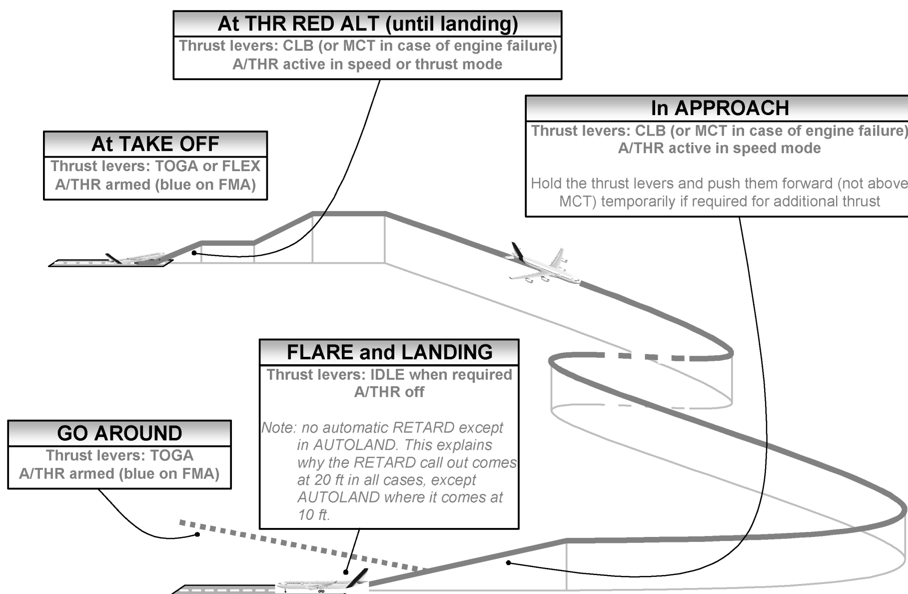
当飞机重新开始增速，迎角减小到 α 平台临界值以下时，TOGA（起飞复飞）推力保持并锁定。这使飞行机组能够在必要时减小推力。TOGA LK（起飞复飞锁定）会在 FMA 上出现指示 TOGA（起飞复飞）推力已经锁定。只有在使用本能断开按钮将 A/THR（自动推力）设定到关断时，才能恢复到预选的推力。

当飞行操纵在正常法则内时，从离地直到着陆前 100 英尺 RA（无线电高度），迎角保护可用。在一些发动机失效情况下，α 平台被抑制。

A/THR（自动推力）的使用— 总结

在整个飞行中，建议使用 A/THR（自动推力）。在包括以下的大部分失效情况下，也可以使用：

- 一台发动机失效，即使是在自动着陆时
- 非正常构型时



自动推力应当通过下列方式进行监控:

· PFD 上的 FMA 速度/速度矢量
· ECAM E/WD 上的 N1/N1 指令（EPR）

AP，FD，A/THR 方式改变和恢复

标准

简介

飞行机组人工接通这些方式。但是，根据以下情况，它们有可能自动改变:

- AP、FD 和 A/THR 系统的整体性
- 方式的逻辑顺序
- 所谓的“方式恢复”。

AP,FD,ATHR 系统的整体性

飞机的俯仰操纵与发动机操纵有直接的关系。这一关系可以用于管理飞机的能量。

- 如果 AP/FD 俯仰方式控制垂直航迹（如 ALT、V/S、FPA、G/S）:
  →A/THR 控制速度
- 如果 AP/FD 俯仰方式控制速度（OP CLB、OP IDLE）:
  →A/THR 控制推力（推力 CLB、推力 IDLE）
- 如果 AP/FD 没有接通的俯仰方式（如 AP 断开或 FD 断开）:
  →A/THR 控制速度

因此，任何 AP/FD 俯仰方式的改变都与 A/THR 方式的改变有关。

注: 基于此原因，FMA 上显示的 A/THR 方式栏与 AP/FD 垂直方式栏相邻。

方式的逻辑顺序

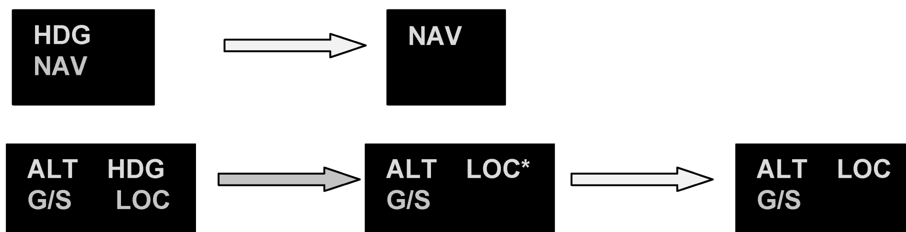
在爬升中，当飞行机组选择一个爬升方式时，一般确定一个高度目标，并期望飞机截获并跟踪此高度。因此，当飞行机组选择一个爬升方式时，下一个逻辑方式自动预位。

例如:



飞机机组也可以提前人工预位一个方式，这样 AP/FD 就会截获定指定的航迹。
典型的做法是飞行机组可以预位 NAV，LOC-G/S 和 APPNAV-FINAL 方式。当出现截获或跟踪航迹的条件时，方式将按顺序改变。

例如:



当这些方式预位时，逻辑方式改变出现。这些方式在 FMA 上以蓝色显示。

方式转换

概述

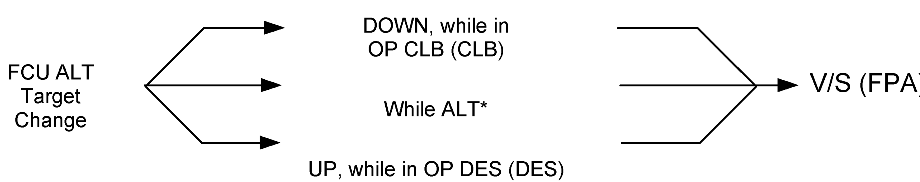
方式转换是意外出现的自动方式改变，但是可以用于确保飞行机组输入（或当进入 F-PLN 不连续性时）与 AP、FD 和 ATHR 的一致操作。

例如，当飞行机组选择以下方式时，会出现转换:

- 在特定条件下改变 FCU ALT 目标
- 在一轴上接通一个方式，会使在另一轴上的相关方式自动脱开

由于其意外出现的特性，应在 FMA 上密切监控方式转换。

飞行机组改变 FCU 高度目标→不可能获得有效垂直方式



这种从当前 V/S 目标到 V/S（FPA）方式的恢复不会改变飞机的俯仰特性。

飞行机组有责任按需改变方式。

飞行机组 HDG 或 TRK 方式接通→垂直轴上的相关方式断开

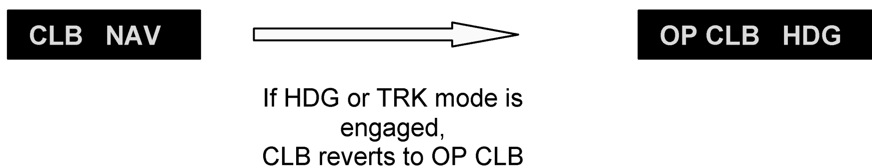
这种恢复是由于 AP、FD 和 A/THR 与 FMS 综合造成的。

当飞行机组制定一个 F-PLN 时，FMS 将此 F-PLN 当作一个整体(水平+垂直)。因此，AP 会引导飞机沿整个 F-PLN 飞行:

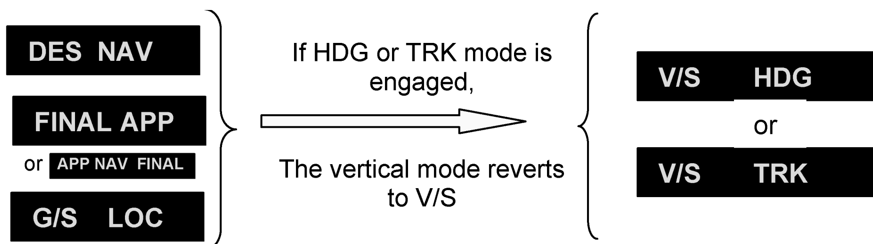
- 沿 LAT F-PLN（NAV -- APP NAV 方式）
- 沿 VERT F-PLN（CLB -- DES -- FINAL 方式）

如果要使用垂直管理的方式，只能接通水平管理的 NAV 方式才用。如果飞行机组决定偏离出水平 F-PLN，自动驾驶仪将不再引导飞机沿垂直的 F-PLN 飞行。

因此，在爬升中:



在下降中：



这种从当前 V/S 目标到 V/S（FPA）方式的转换不会改变飞机的俯仰特性。如需要，飞行机组有责任改变俯仰。

飞机进入 F-PLN 不连续性

当进入 F-PLN 不连续性时，NAV 方式丧失。在水平轴上，飞机转换到 HDG（或 TRK）方式。在垂直轴上，也会出现同样的转换（如以上指出的转换）。

26497 型号

简介

飞行机组人工接通这些方式。但是，根据以下情况，它们有可能自动改变：

- AP、FD 和 A/THR 系统的整体性
- 方式的逻辑顺序
- 所谓的“方式恢复”。

AP,FD,ATHR 系统的整体性

飞机的俯仰操纵与发动机操纵有直接的关系。这一关系可以用于管理飞机的能量。

- 如果 AP/FD 俯仰方式控制垂直航迹（如 ALT、V/S、FPA、G/S）:
  →A/THR 控制速度
- 如果 AP/FD 俯仰方式控制速度（OP CLB、OP IDLE）:
  →A/THR 控制推力（推力 CLB、推力 IDLE）
- 如果 AP/FD 没有接通的俯仰方式（如 AP 断开或 FD 断开）:
  →A/THR 控制速度

因此，任何 AP/FD 俯仰方式的改变都与 A/THR 方式的改变有关。

注：基于此原因，FMA 上显示的 A/THR 方式栏与 AP/FD 垂直方式栏相邻。

方式的逻辑顺序

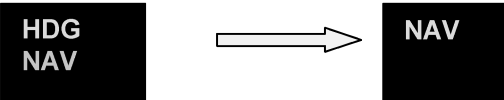
在爬升中，当飞行机组选择一个爬升方式时，一般确定一个高度目标，并期望飞机截获并跟踪此高度。因此，当飞行机组选择一个爬升方式时，下一个逻辑方式自动预位。

例如:



飞机机组也可以提前人工预位一个方式，这样 AP/FD 就会截获定指定的航迹。
典型的做法是飞行机组可以预位 NAV，LOC-G/S 和 APPNAV-FINAL 方式。当出现截获或跟踪航迹的条件时，方式将按顺序改变。

例如:





当这些方式预位时，逻辑方式改变出现。这些方式在 FMA 上以蓝色显示。

方式转换

概述

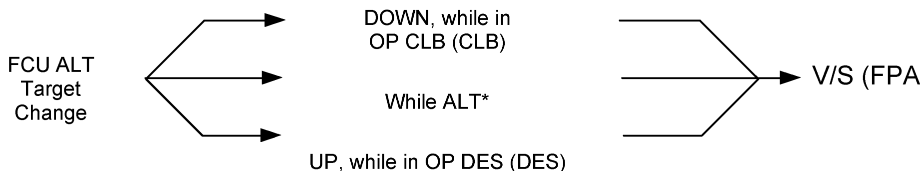
方式转换是意外出现的自动方式改变，但是可以用于确保飞行机组输入（或当进入 F-PLN 不连续性时）与 AP、FD 和 ATHR 的一致操作。

例如，当飞行机组选择以下方式时，会出现转换:

- 在特定条件下改变 FCU ALT 目标
- 在一轴上接通一个方式，会使在另一轴上的相关方式自动脱开
- 在 FD 接通的情况下人工操纵飞机，但是不按 FD 指令飞行，这样会导致飞机接近飞行包线的限制。

由于其意外出现的特性，应在 FMA 上密切监控方式转换。

飞行机组改变 FCU 高度目标→不可能获得有效垂直方式



这种从当前 V/S 目标到 V/S（FPA）方式的恢复不会改变飞机的俯仰特性。飞行机组有责任按需改变方式。

飞行机组 HDG 或 TRK 方式接通→垂直轴上的相关方式断开

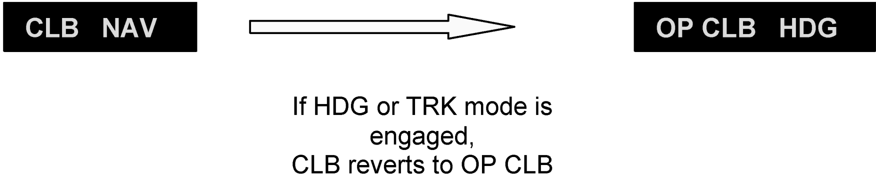
这种恢复是由于 AP、FD 和 A/THR 与 FMS 综合造成的。

当飞行机组制定一个 F-PLN 时，FMS 将此 F-PLN 当作一个整体(水平+垂直)。因此，AP 会引导飞机沿整个 F-PLN 飞行:

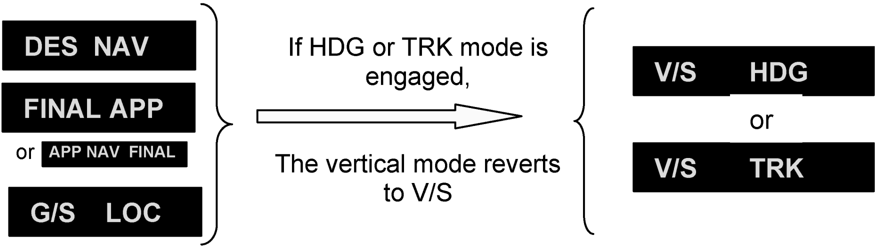
- 沿 LAT F-PLN（NAV C APP NAV 方式）
- 沿 VERT F-PLN（CLB C DES C FINAL 方式）

如果要使用垂直管理的方式，只能接通水平管理的 NAV 方式才用。如果飞行机组决定偏离出水平 F-PLN，自动驾驶仪将不再引导飞机沿垂直的 F-PLN 飞行。

因此，在爬升中:



在下降中:



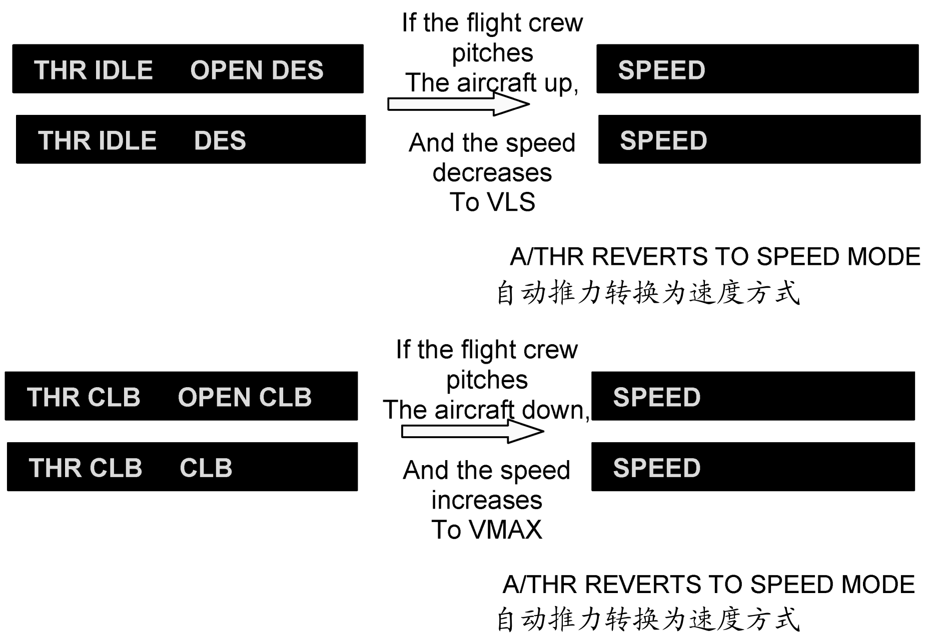
这种从当前 V/S 目标到 V/S（FPA）方式的转换不会改变飞机的俯仰特性。如需要，飞行机组有责任改变俯仰。

飞机进入 F-PLN 不连续性

当进入 F-PLN 不连续性时，NAV 方式丧失。在水平轴上，飞机转换到 HDG（或 TRK）方式。在垂直轴上，也会出现同样的转换（如以上指出的转换）。

ＰＦ在ＦＤ接通时人工操纵飞机但不按ＦＤ俯仰指令飞行

在飞行中飞行组不按ＦＤ俯仰指令飞行，自动推力方式转换会发生。当自动推力处于推力方式（慢车、爬升）时，转换很有效，飞机达到速度包线的限制（ＶＬＳ、ＶＭＡＸ）:



A/THR（自动推力）在 SPEED（速度）方式自动重新调整推力以重新获得目标速度。由于 PF 不跟指令杆飞，FD（飞行指引仪）指令杆消失。

32600 型号

三声滴答声

“三声滴答声”是一种声响提示。它是一种引起注意的方式，目的是使飞行机组注意 FMA。

PFD FMA 将新的方式用白色的方框框住以突出方式的改变或恢复,如果方式与 FD 指令杆有关，还会脉冲闪动。

在以前段落中阐述的恢复也通过三声滴答声的声响提示强调。

__注__: 三声滴答声也会在以下不常有的情况下出现:

- *SRS→CLB（OPCLB）恢复：如果飞行机组在 FCU 上选择一个速度*
- *V/S 选择在 ALT*时被«拒绝»：飞行机组在 ALT*时拉出 V/S 旋钮*
- *由于选择的目标过高而没有遵从 V/S 目标，并导致速度达到 VMIN/VMAX。*

ECAM 的目的

飞机电子中央监控（ECAM）系统是空客两人制驾驶舱的一个主要组成部分，它也将“暗的驾驶舱”和“机组面朝前”的原则考虑在内。

ECAM 的作用是:

- 显示飞机系统信息
- 监控飞机系统
- 在大多数正常、非正常和紧急情况下，指示飞行机组所需要采取的动作。

由于在大多数故障情况下 ECAM 都可用，因此，它是直接迈向无纸化驾驶舱并清除记忆项目的重要步骤。

主要原则

在需要时提供的信息

ECAM 的一个主要优点就是它能给飞行机组在“按需”的原则下显示适用的信息。以下列出了 ECAM 的工作方式:

- **正常方式**
  根据飞行阶段自动显示系统和备忘信息
- **故障方式**
  除自动显示适当的紧急/非正常程序，还显示相关的系统
- **咨询方式**
  自动显示与有关的适当系统参数。
- **人工方式**
  使飞行机组能够通过 ECAM 控制面板（ECP）人工选择系统简图。

由于大多数的系统失效不会影响飞机继续起飞或着陆的能力，因此，在关键的飞行阶段（T/O INHIBIT — LDG INHIBIT）(起飞抑制—着陆抑制)，大多数警告和警诫被抑制。

失效级别

ECAM有三个级别的警告和警诫。每一个级别都基于与失效相关的操作后果。按照定义的色彩代码系统，失效以特定的颜色出现，使机组以一种本能，明确的方式了解情况的紧急程度。另外，2 级和 3 级失效伴有特定音响警告：连续重复的谐音（CRC）代表 3 级失效，单谐音（SC）代表 2 级失效。

失效级别	优先性	色彩代码	听觉警告	建议的机组动作
3 级	危及安全	红色	连续谐音	立即采取动作
2 级	非正常	琥珀色	单谐音	注意，然后采取动作
1 级	降级	琥珀色	无	注意，然后监控

出现一个以上的失效时，FWC（飞行警告计算机）在发动机警告显示（E/WD）上按照优先性显示这些失效，优先性由操作后果的严重性确定。这样就确保了飞行机组首先看到的是最重要的失效。

反馈

在受影响的操纵上采取动作后，ECAM 给机组提供反馈：

- **系统简图：**
  显示受影响部分状态的改变。
- **备忘信息：**
  显示由飞行机组选择的几个系统的状态（如：防冰）。
- **程序：**
  当飞行机组在驾驶舱面板上采取需要的动作时，ECAM 通常会将检查单中的适用行清除（一些无反馈的系统或动作例外）。

ECAM 对失效和飞行员的动作都有反应。

ECAM 操作

任务分担是有效的 ECAM 操作的必要条件，特别是在非正常操作时。

正常方式

在地面时，重温 ECAM MEMO（备忘信息）对暂时选择项目的反馈（如：SEAT BELTS/IGNITION/ENG A/I），并检查是否 IR（惯性基准）已经校准。如果校准未完成，所剩时间会显示出来。因此，没有参考 OVHD（顶部）面板的必要。

在巡航时，应定时重温主要系统（ENG，BLEED，ELEC，HYD，FUEL，F/CTL），以确保这些系统正常工作，并可以提前探测到任何潜在的问题。

在重温仪表时必须包括 ECAM MEMO。巡航时，大多数情况下，ECAM MEMO 应该是空白。它能够帮助飞行机组注意到由一名飞行机组成员暂时选择但忘记取消选择的任何系统。

在 E/WD 的最底部显示一个 STS 标志，指示有一个 STATUS（状态）需要重温。因此，当 C/L （检查单）要求重温 STATUS（状态），只有此标志出现时，才按压 STS。

如果发动机关车时出现 STS，STS 标志会在 E/WD 最底部脉冲闪动。如果出现这种情况，应重温 STATUS 页面以帮助完成填写技术记录本。

咨询方式

首先注意到咨询信息的飞行机组成员应喊出“在某某系统出现了咨询”。接着，PF（操纵飞机的飞行员）要求 PNF（不操纵飞机的飞行员）重温超限参数。如果时间允许，PNF（不操纵飞机的飞行员）可以参照 QRH（快速检查单）第 2 部分，此部分包括各种咨询情况下推荐的动作。

失效方式

任务分担原则

ECAM 显示一个警告或警诫时，首先要确保保持安全的飞行轨迹。ECAM 程序的成功实施取决于：程序的正确阅读与实施，有效的任务分担，以及不断地监控和交叉检查。

牢记以下内容非常重要：

- PF 的任务是操纵飞机，导航和通话。
- PNF 的任务是按照 PF 的指令处理失效。

除非机长决定接管操纵，否则 PF 通常在整个飞行过程中都是 PF。

当 PF 喊出："我操纵飞机并且通话" 时，PNF) 确认："你操纵飞机并且通话"。

之后，由 PF 控制飞机的飞行轨迹，速度，构型和发动机。PF 还进行导航和通话，下达将由 PNF 完成的 ECAM 动作指令，并检查动作是否正确完成。

PNF 的工作量相当大：完成 ECAM 动作并按要求协助 PF。PNF 阅读 ECAM 和检查单，按 PF 指令实施 ECAM 动作，动作完成后要求 PF 确认，并按 PF 的要求采取动作。即便是 ECAM 要求，PNF 也绝对不能碰推力手柄。

在移动或选择一些选择器或按钮之前 (包括 ENG MASTER 电门，FIRE 按钮，IR，IDG 等，总言之，那些受保护的电门)，必须由 PF 和 PNF 完成交叉检查，以防止飞行机组无意间采取了不能恢复的动作。

为了防止识别电门时出现的错误，空客公司的顶板设计非常简洁。当 ECAM 要求对顶板上的按钮或电门采取动作时，可以通过参考每个面板边上白色系统名称来识别正确的系统面板。在采取任何动作之前，PNF 应在大脑中保持这样的顺序："系统，然后是程序/选择器，然后是动作" (如："气源系统，交输引气，关断")。按照这种步骤，并在采取动作前先说出要进行何种选择使 PNF 能够保持 PF 对在整个程序过程的注意。

记住这一点非常重要：如果系统失效，系统按钮（位于顶板上的）上相关的琥珀色FAULT（故障）灯会亮，使机组能正确识别。

选择系统电门或按钮时，PNF（不操纵飞机的飞行员）应检查 SD（系统显示）以证实选择的动作已经出现（如：关断交输引气活门应改变出现在 SD 上的指示）。

对所分配的动作的概述

对所分配的动作的概述 PF	PNF
首先注意到的飞行员： 主警诫/主警告……………复位 喊出…………………… “故障标题”	
操纵飞机 指令……………ECAM 动作（2）	ECAM……………………确认（1）
（3） ECAM 动作完成………………检查 确认…………………………清除	ECAM 动作…………………实施 请示…………清除“系统名称”？ ECAM………………………清除
（4） 确认…………………………清除	系统页面……………………分析 请示…………...清除“系统名称”？ 系统显示……………………清除
确认………………………状态（5） 确认………………………清除状态	喊出 …………………………状态？ 状态 …………………………阅读 请示…………………….清除状态？ 状态 …………………………清除 喊出 ……………..ECAM 动作完成
状况评判/决断	

1.采取任何动作之前，PNF 应重温相关的 SD 以对失效进行分析和确认，还应该明确 SD 上使用的传感器与触发失效的传感器有区别。

2.起飞或复飞过程中出现失效时，ECAM 动作应推迟到飞机达到大约 400 英尺高度，并稳定在安全的航迹上。这是在使飞机稳定和推迟动作之间适当的折衷。

3 ECAM 显示几个失效时，每一个失效的顺序（动作，然后是下指令和清除前确认）都应该重复。当所有必要的动作完成时，E/WD 上不再出现琥珀色的信息和红色的标题。

4 ECAM 显示几个系统页面时，每一个系统页面的顺序（下指令和清除前确认）都应该重复。

5 如果必须实施其它特定的动作（正常 C/L，实施 OEB，或执行计算机重新启动），

PF 可以在任何时候喊出"停止 ECAM"，当动作完成后，PF 应喊出"继续 ECAM"。

6 当飞行机组在进近时选择CONF 1，或在下降过程中（当要求进近许可时）,设定QNH（QFE）时，SD自动显示STATUS。应认真重温STS，并执行要求的程序。

7 ECAM 动作完成并已重温 ECAM 状态后，PNF 可以参照 FCOM 程序的补充信息。但是，在紧急情况下，不应只为了考虑 FCOM 而使飞行时间延长。

<u>如果 ECAM 警告（或警诫）在实施程序时消失：</u>

如果按实施某项程序时 ECAM 警告消失，可以认为此警告不再适用。可以停止程序的实施。

例如，在实施发动机失火程序时，如果第一个灭火瓶成功地将火熄灭，ENG FIRE（发动机失火）警告就会消失，程序则不再适用。任何剩余的 ECAM 程序应正常完成。

<u>一些额外的注释：</u>

- 有很少量的记忆项目：
  — 紧急下降的开始

— 出现空速指示不可靠时的起始动作。
— 失去刹车
— 风切变（遇到的和预测的）
— EGPWS 和 GPWS
— TCAS

● LAND ASAP（尽快着陆）

红色的 LAND ASAP:
如果一个应急程序导致在 ECAM 上出现红色的 LAND ASAP 信息，机组应该在最近的合适机场着陆。

琥珀色的 LAND ASAP:
如果一个非正常程序导致在 ECAM 上出现琥珀色的 LAND ASAP 信息，机组应该考虑情况的严重程度并选择一个合适的机场。

● OEB 提示

有一些系统失效时，运行工程通告（OEB）包含信息可能影响飞行机组动作。OEB 归档到 QRH 中。

如果一个 ECAM 警告/警诫信息有 OEB 提示功能，必要时，在 ECAM 上就会显示一行：“参照 QRH 程序(Refer to QRH Proc)”。这一行可能会代替程序，也可能附加到 ECAM STATUS 中。

出现此类失效时，飞行机组应参照 QRH 中适用的程序。

●一些程序要求参照 QRH

出现 ECAM 系统故障情况时

显示组件失效

如果一个 ECAM 显示屏失效，另一个将显示 E/WD。但是，在这种情况下，如果出现失效或咨询信息，系统状态页面不会自动显示。PNF（不操纵飞机的飞行员）能在另一个显示组件上通过按压 ECP 上相应的系统按钮显示系统简图。只要按下按钮，简图就会出现。

因此，出现咨询和/或失效信息时（在 E/WD 底部脉冲显示白色的 ADV 信号旗），PNF（不操纵飞机的飞行员）必须通过按压相关的按钮调出受影响的系统简图。

重温两页或三页的状态信息：PNF（不操纵飞机的飞行员）应松开 STS 按钮小于两秒种，然后再次按压保持。

使用 ECAM/ND 转换选择器可以恢复双屏 ECAM 构型：

- 如果机长是 PNF（不操纵飞机的飞行员），转换选择器应选择在“CPT”位。
- 如果副驾驶是 PNF（不操纵飞机的飞行员），转换选择器应选择在“F/O”位。

适用的 ND 屏幕上就会显示第二个 ECAM 图像。

DMC 失效

所有的 ECAM DMC 通道都失效的情况下，每个飞行机组成员可以在各自的 ND 上显示发动机备用页面（由 DMC 的 EFIS 通道产生）。

ECP 失效

一部 ECP 失效的情况下，CLR，RCL，STS，ALL 和 EMER CANCEL 键将继续工作，因为这些键是与 FWC/DMC 硬连接的。因此，可以使用“ALL”键翻动所有的 SD 页面并显示出想显示的一页（想要显示的 SD 页面出现时，松开此键）。

变动的警诫信息

任何变动的警诫信息可以使用 EMER CANCEL 按钮删除。按压 EMER CANCEL 按钮时，在以后的飞行中，即删除了音响提示又删除了警诫信息。它在 STATUS 页面上显示，标题是“CANCELLED CAUTION”。可以通过按压并保持 RCL 键三秒钟以上再现任何由 EMER CANCEL 按钮抑制的警诫信息。

EMER CANCEL 按钮抑制任何与红色警告有关的音响警告，但是警告本身不受影响。

总结的使用

概述

总结由 QRH 程序组成，用于帮助飞行机组在出现 EMER ELEC CONFIG 信息或双液压失效情况下完成适用的动作。

任何情况下，**应首先实施 ECAM 动作**（动作和 STATUS 重温）。只有在喊出“ECAM 动作完成”之后，PNF 才能参考适用的 QRH 总结。

出现一个失效时，实施完 ECAM 动作以后，PNF 应参考总结的“CRUISE”部分确定着陆距离系数。由于正常着陆距离也在页面上显示，因此 PNF 能够在失效的情况下计算着陆距离，从而决定是否飞往备降场。

进近准备

一般情况下，进近准备包括对 ECAM STATUS（状态）的重温。

重温 STATUS（状态）之后，PNF（不操纵飞机的飞行员）应参考总结的“CRUISE”（巡航）部分确定 VREF 修正，并**计算 VAPP**。

这种情况假定 PNF（不操纵飞机的飞行员）知晓计算方法，并使用在 MCDU 上显示的 VREF 数据（目的地已经更改）。在由于失效造成 MCDU 丧失的情况下，概述中提供了一个 VREF 图表。

做进近简令时，应使用概述的 LANDING（着陆）和 GO-AROUND（复飞）部分。

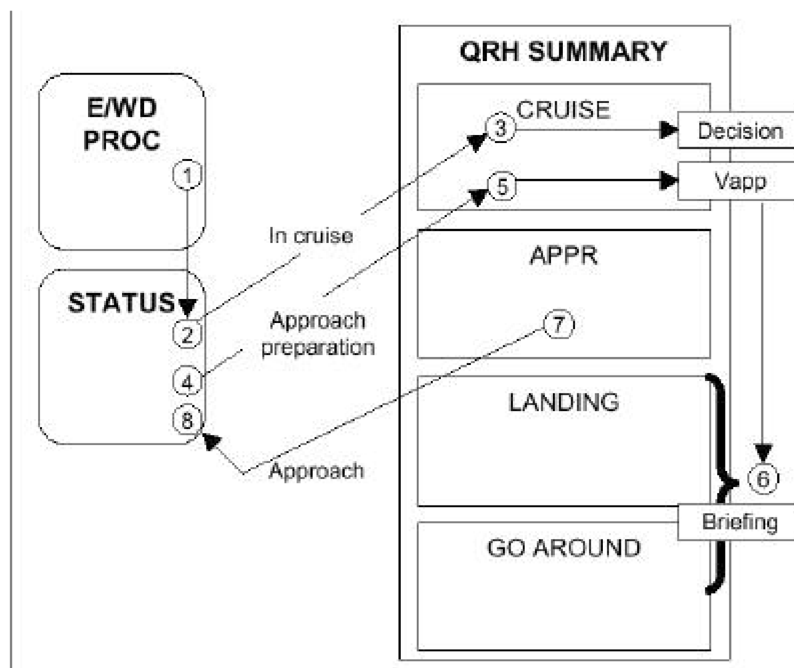
进近

要实施 APPR PROC（进近程序），应阅读概述的 APPROACH（进近）部分（主要是因为放襟翼程序不完全在 ECAM 上显示）。

这种情况假定对概述中本部分提供的建议有足够的理解，飞行机组没有必要参考纸版的“LANDING WITH FLAPS（SLATS）JIAMED”（襟翼（缝翼）卡阻情况下的着陆）程序。

接着 PNF 应重温 ECAM STATUS（状态），并检查所有的 APPR PROC（进近程序）动作是否完成。

SEQUENCE



QRH SUMMARY
E/WD
PROC
1
STATUS
2
4
8
CRUISE
3
Decision
5
Vapp
In cruise
Approach
preparation
APPR
7
LANDING
6
Briefing
GO AROUND
Approach

介绍

正常操作程序一章概括了每个飞行阶段所应遵循的技巧，以便使空客飞机的使用达到最佳，这些技巧以时间为序。

本章中有关职责分工、喊话和检查单的正常程序必须与 FCOM 结合阅读。其中所提到的每个飞行阶段的飞行技巧适用于正常情况，有关恶劣天气条件下的特殊操作技巧见第四章中的恶劣天气部分。

在每个飞行阶段结束时都有流程动作，以便使机组成员找到自己的动作来进行分工。流程可以使每个机组成员在任何一个特定的飞行阶段所必需的动作都能够在完成相应的检查单之前做完。

正常检查单的使用

空客研发的正常检查单利用了 ECAM 系统的优势，并且只包括那些如果不正确就会直接影响到安全和效率的项目，这些都是“非动作”，即在做这个检查单之前，所有的动作都应该已经凭记忆做完了。

正常检查单于 8 个不同的飞行阶段相联系，BEFORE START（起动前），BEOFRE TAKE-OFF（起飞前）和 AFTER TAKE OFF（起飞后） 检查单都分成两部分，即“线上部分”和“线下部分”。这个特性减轻了飞行员的工作量，如当拿到载重平衡表，并且起飞数据调好，就立刻可以做 BEFORE START（起动前）线上部分，当允许起动以后，就可以做 BEFORE START（启动前）线下部分。

正常检查单由主操纵的飞行员下口令开始，由副主操纵的飞行员来读，他们一问一答，主操纵的飞行员只有在证实以后才能回答。

如果状态与检查单中要求的不一致，主操纵的飞行员必须在回答前采取修正的措施，如果不可能修正，主操纵的飞行员应修改回答口令以反映实际情况（特定的回答）。只要有必要，另外一名机组成员就应该交叉检查回答的有效性。提出问题的人应该在进行下一项之前留出足够的时间给另外一个人回答。检查单“按需”的项目，回答中应指出实际的情况或系统的状态。

读检查单的机组成员应报出检查单完成，如“着陆检查单完成”。

通讯

紧急呼叫

一些不正常/紧急程序需要驾驶舱机组和客舱机组之间使用准确的术语，在飞行前阶段，应该适当回顾一下标准术语，这样对机组之间的协同配合是有很好作用的。

从	至	术语	注释
驾驶舱	客舱	请乘务长到驾驶舱（旅客广播）	乘务长或任何其他机组成员必须去驾驶舱。
客舱	驾驶舱	应急呼叫或机长优先（内话）	任何机组成员都可以发出这样的呼叫，驾驶舱机组必须回答。
驾驶舱	客舱	乘务组注意！各就各位（旅客广播）	可能很快就要应急撤离了。
驾驶舱	客舱	乘务组和旅客请在座位上做好（旅客广播）	机长决定不需要撤离。
驾驶舱	客舱	旅客撤离（旅客广播）	机长下达了立即撤离的命令。

驾驶舱通讯

对于双人制机组，驾驶舱通讯是至关重要的。任何时候当一名飞行员做出任何决定或对任何信息或飞行仪表面板上进行了修改，他都必须通知另外一名机组成员，并获得证实，这包括 FMGS 的改变，速度或马赫数的改变，导航设备的调节，飞行航路的改变或如防冰这样系统的使用。

当进行驾驶舱通讯的时候，使用标准术语对于保证机组之间的通讯是非常重要的。术语应该简洁准确，详见 FCOM3.04.90。

飞行机组从发动机起动到巡航高度，以及从下降顶点到飞机停住，都必须带上耳机。

安静驾驶舱原则

在 10，000ft 以下，驾驶舱内和驾驶舱与客舱之间的任何非关键性的谈话都应避免，坚持这个原则对于保证机组之间有效的通讯，以及紧急或与安全有关的信息交流是有帮助的。

MEL

概述

MMEL 是由飞机制造厂家发行的主最低设备清单，是一部经认证的文件。它允许飞机在一些设备或功能不工作的时候被放行。必须执行一些限制，操作程序，和/或维护程序。MEL 是有运营商颁布并经过当地局方批准的最低设备清单。最低设备清单的限制条件至少要和 MMEL 相同。不能将 MMEL 当作 MEL 使用。

飞机在一个次要部件（或多个）丢失的情况下可能被放行。这种情况下，机组要参照飞机飞行手册中的构型偏离清单（CDL）。

ATA 100 格式

在 MEL 中列出的每个项目/设备都使用 ATA（航空运输协会）格式识别。它是飞机系统和/或功能的正式参考。这种形式使用 6 位数字。如：21-52-01 代表:

21：ATA 21：空调系统
52：空气冷却系统
01：空调组件

MEL 概述

MEL 包括 4 个部分:

- ECAM 警告/MEL 查找
- 不工作时可以放行飞机的项目清单
- 有关的操作程序
- 有关的维护程序

MEL 的使用

理论上来说，MEL 适用于商业飞行并且一般情况下应在滑出之前使用。但是，如果在开始滑行之后到开始起飞滑跑出现了失效，任何关于是否继续飞行的决断都与飞行员的判断和良好的飞行素质有关。机长在作出是否继续飞行的决断之前可以参考 MEL：在出现影响起飞性能的失效时更是如此。

在驾驶舱预先准备时，按下并保持 RCL（重现） 按钮至少 3 秒，以对以前任何已经清除或取消的警诫或警告信息进行重现。要参考技术记录本来确认这些指示符合 MEL 标准。

有些失效可能是由于跳开关（C/B）跳开导致的。在地面时，不要对任何燃油泵跳开关进行复位。关于其它跳开关，只要识别了跳开的原因，如果飞行机组与机务进行协调，可以对跳开的跳开关复位。

MMEL 的第 0 节称为 ECAM 警告/MMEL 查找。本节的目的是在出现 ECAM 警诫/警告的信息时帮助机组确定从 MMEL 何处进行查找。这就给出了一个 ECAM 警诫/警告信息与 MMEL 适用项目参考之间的关系。

如果有在 MEL 中没有提到的项目失效，飞机不能放行。但是，有些不影响飞机适航性的项目也没有在 MEL 中提到，如：厨房设备，娱乐系统或一些方便旅客的设备。这些项目的放行适用性与 MEL 无关。

大多数情况下，如果失效的项目在 MEL 中提到，只要所有以下放行条件满足，飞机可以放行：

- 检查故障保留时间没有过期
- 考虑可能对故障部件进行修理的地点
- （*）表示需要 INOP（不工作）标牌
- （O）表示需要执行特定的操作程序或限制。参照 MEL 第 2 章。
- （M）表示需要特定的维护程序。

MEL 既要求维护程序又要求操作程序时，在采用操作程序前必须先完成维护程序。

A318/319/320/321 MASTER MINIMUM EQUIPMENT LIST	MASTER MINIMUM EQUIPMENT LIST AUTO FLIGHT	01-22 SEQ 001	P 7 REV 27

1. SYSTEM AND SEQUENCE NUMBERS ITEM	2. RECTIFICATION INTERVAL	3. NUMBER INSTALLED	4. NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH	5. REMARKS OR EXCEPTIONS	
82-01 Multipurpose Control Display Unit (MCDU)	C	-	1	*	MCDU 1 or MCDU 2 must be operative.
83-01 FMGC	C	2	1	* (o)	Except for ER operations, one may be inoperative. Refer to 22-10-01, and Refer to 22-10-02, and Refer to 22-72-01.
83-02 FMA Indication on PFD AI AP related Indication	C	-	-		a) One or more indications may be imperative on one FMA. - or -
	C	-	-		b) Except for ER operations, one or

这些符号表示需要特定的程序:

（m）　维护

（o）　操作

（*）　需要在驾驶舱挂标牌。

如果是 ETOPS（双发延程运行）放行强制要求的项目，会附加提到“ER”（延程），但是 II 类、III 类操作，RNP 和 RVSM 的强制项目没有提到。（参见飞行手册或 FCOM）。

ECAM 状态页面上维护信息的处理

标准

除以下信息外，ECAM 状态页面上出现维护信息时的放行不受任何特定条件限制:

- BLUE RSVR: 参见 MEL29-00-01
- AIR BLEED: 参见 MEL36-00-01。

型号 22013 或 23119 或 24105

除以下信息外，ECAM 状态页面上出现维护信息时的放行不受任何特定条件限制:

- AIR BLEED: 参见 MEL36-00-01。

安全停留和过站

如果飞行机组所做的最后一个检查单是离机安全检查单，飞机则被认为是安全停留。安全停留之后，每个在 SOP（标准操作程序）中提到的与下次飞行有关的项目都必须完成。

如果飞行机组所做的最后一个检查单是停留检查单，飞机则被认为是过站停留。

过站停留后，过站准备中要完成的只有标有（*）的项目，如：驾驶舱初步准备，外部检查和驾驶舱准备。

外部安全检查

进行外部安全检查是为了确保飞机和周围的操作安全性。要检查的项目包括：

- 轮档放好
- 舱门状态
- 地面机务在场
- 飞机环境

驾驶舱初步准备

目的

进行驾驶舱初步准备的目的是：

- 要确保通电之前所有的安全检查已经完成：
  — 按压并保持 RCL（再现）按钮至少 3 秒，以对上次飞行出现的警诫和警告信息重温。
  — 在这一阶段检查技术记录本和 MEL。
- 要检查滑油、液压油的油量以及氧气的使用压力等：
  — 按压 HYD（液压）按钮检查液压油量。
  — 按压 ENG（发动机）按钮检查发动机滑油量（参照 FCOM3.03.04）。
  — 按压 DOOR（舱门）按钮检查氧气量。
- 要检查操纵面手柄的位置，如：缝翼/襟翼位置，停留刹车位置。

氧气

氧气压力显示在 ECAM S/D DOOR（舱门）页面。氧气压力低于一个给定的临界值时，这一数字显示在琥珀色的半个方框中。它是一个告诫性的指示，使机组可以预见何时需要重新给氧气瓶充氧。机组要参照 FCOM3.01.35 中提供的最低飞行机组氧气压力值。在这种情况下，不建议放行飞机进行长航线飞行。

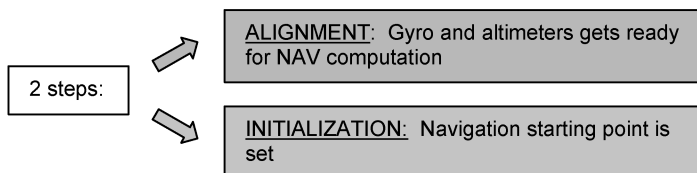
外部检查

标准操作程序对各种需要机组特别重温的项目概括。外部检查的目的是:

- 对飞机的状态有一个整体评价。对于任何缺失的部件或面板应依照 CDL 进行检查，确定是否可以放行，并是否出现潜在的操作后果。
- 确保主要的飞机操纵面在与其控制手柄一致的适当位置。
- 检查发动机放油管，液压管道等没有渗漏。
- 检查能看到的一些主要传感器状态，如：AOA（迎角），空速管和静压探头。
- 观察任何起落架可能出现的异常情况:
  — 机轮和轮胎（损坏，磨损，裂纹）
  — 安全销已撤除
  — 刹车状态（停留刹车在 ON（刹上）位时刹车磨损销的长度）
  — 减震支柱的长度。两个主起落架之间的任何差异都应报告。
- 观察发动机可能出现的任何异常情况:
  — 风扇叶片、涡轮排气、发动机整流罩和吊舱状态
  — 维护盖板关好

ADIRS 起始

标准



校准

开始做飞行前检查时，机组开始通过将 ADIRS（大气数据惯性基准系统）选择器调到 NAV（导航）位开始校准。完成校准需要大约 10 分钟，必须在推出之前（飞机移动之前）完成。

过站中：

ADIRS（大气数据惯性基准系统）通常没有必要进行重新校准，除非有一部 ADIRS（大气数据惯性基准系统）显示剩余地速大于 5 节。

这种情况下，应对 3 部 IRS（惯性基准系统）进行快速重新校准 [将所有的 ADIRS（大气数据惯性基准系统）调到 OFF（关断）位，然后在 5 秒钟之内又回到 ON（接通）位]。快速校准持续一分钟。它只包括将地速设定到 0 并将 IRS（惯性基准系统）位置更新在 INITA（起始）页面的位置坐标上（通常是机场基准坐标）。

只建议对远程航班进行完全重新校准，特别是在飞机飞出了无线电导航台的覆盖范围或没有安装 GPS（全球定位系统）的情况下。

起始

从 FMS（飞行管理系统）数据库中提取 F-PLN（飞行计划）起飞机场坐标。这些坐标显示在 MCDU INIT A 页上，通常使用它们进行起始。它们是机场的基准坐标。

如果想获得较高的导航性能（如：执行远程航线时如果没有安装 GPS 也没有无线电导航更新，或是预期要进行低 RNP（要求的导航性能）操作），只要能查到或在飞机上能够获得这些数据，机组可将机场基准坐标修改为登机口坐标。在这种情况下，飞行员最好一直使用回转键选择经纬度，不要在草稿行自己输入，因为后者可能会在打字时出现错误。

在滑行时检查显示在 ND（导航显示）上的跑道和 SID（标准仪表离场）与代表飞机当前位置的飞机符号，[ARC（弧线）或 NAV（导航）方式，范围 10 海里]，有助于检查位置起始中出现的错误。

做起动前检查单时，机组要检查 IRS IN ALIGN ECAM MEMO（惯性基准系统校准 ECAM 备忘信息）消失，以确认 ADIRS（大气数据惯性基准系统）在 NAV（导航）方式。

"RESET IRS TO NAV"("复位惯性基准系统到导航")MCDU 信息

ADIRS（大气数据惯性基准系统）在 NAV（导航）方式并且输入新的起始坐标时，此信息出现。

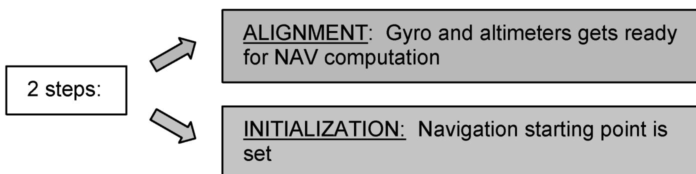
在过站时，当机组输入新的公司航路或在起始Ａ页面输入一个新的ＦＲＯＭ－ＴＯ城市对又没有重新校准ＡＤＩＲＳ时出现。

这种情况下:

- 检查 INITA（起始）页面上的坐标。
- 与机场图上提供的起飞机场坐标进行比较，检查可能出现的机场输入错误。
- 与 ADIRS（大气数据惯性基准系统）位置（ＩＲＳ监控页）进行比较。

大多数情况下，ADIRS（大气数据惯性基准系统）位置与机场位置没有很大的出入，这种情况下，不需要重新校准 IRS（惯性基准系统）就可以清除此信息。

型号 33240



校准

开始做飞行前检查时，机组开始通过将 ADIRS（大气数据惯性基准系统）选择器调到 NAV（导航）位开始校准。完成校准需要大约 10 分钟，必须在推出之前（飞机移动之前）完成。

过站中：

ADIRS（大气数据惯性基准系统）通常没有必要进行重新校准，除非有一部 ADIRS（大气数据惯性基准系统）显示剩余地速大于 5 节。

这种情况下，应对 3 部 IRS（惯性基准系统）进行快速重新校准［将所有的 ADIRS（大气数据惯性基准系统）调到 OFF（关断）位，然后在 5 秒钟之内又回到 ON（接通）位］。快速校准持续一分钟。它只包括将地速设定到 0 并将 IRS（惯性基准系统）位置更新在 INITA（起始）页面的位置坐标上（通常是机场基准坐标）。

起始

ADIRS 自动在 GPS 位置起始，当飞行员输入了起飞和落地城市对后，这些坐标显示在 MCDU INIT A 页上，代替了机场的参照坐标。

做起动前检查单时，机组要检查 IRS IN ALIGN ECAM MEMO（惯性基准系统校准 ECAM 备忘信息）消失，以确认 ADIRS（大气数据惯性基准系统）在 NAV（导航）方式。

“RESET IRS TO NAV”（“复位惯性基准系统到导航”）MCDU 信息

ADIRS（大气数据惯性基准系统）在 NAV（导航）方式并且输入新的起始坐标时，此信息出现。

在过站时，当机组进行快速校准时，由于这种快速校准通常在机组输入城市对之前已经完成，这种情况会出现。

清除此信息前，检查 IRS（惯性基准系统）初始化的有效性。

驾驶舱准备

FMS1

面板巡视检查顺序

面板巡视检查顺序取决于飞行员是否是 PF（操纵飞机的飞行员），PNF（不操纵飞机的飞行员），CM1（机组成员 1）或 CM2（机组成员 2），他们各自有不同的责任区。

1. 顶板：关掉任何白灯（PF）
2. FMGS 输入（PF）
3. 遮光板、ECP（CM1/2）和 FCU（PF）
4. 侧操纵台（CM1/2）
5. 中央仪表板和操纵台（PF）



FMGS（飞行管理引导系统）输入

正常的 FMGS（飞行管理引导系统）输入顺序是先输入导航数据，接下来是性能数据。还要注意以下事项:

- 有方框的区域必须填写
- 蓝色区域提示机组可以输入
- 在绿色区域显示由 FMS 产生的数据，这些数据不能更改
- FMS 要符合的高度、速度或时间限制用洋红色识别
- 临时的飞行计划总是以黄色显示
- 琥珀色表示显示的项目很重要并需要立即引起注意
- 小写字体是 FMS 计算的数据
- 大写字体是机组输入的数据

导航	状态 起始 A 飞行计划（F-PLN） （第二飞行计划） （SEC F-PLN） 无线电导航 （RAD NAV）	
性能	起始 B PERF	

NOF 02020 04165 0001

输入的顺序最为关键。INIT B 不应在 INIT A 完成之后立即填写，因为如果立即填写，FMGS（飞行管理引导系统）就会开始计算 F-PLN 预测。这些计算会使输入程序的速度降低。

要获得适当的预测，要在几个不同页面的范围内正确填写可用的航班计划数据:

- DATA（数据）
  数据库有效性，要在 STATUS（状态）页面上检查以前航班上可能已经储存的导航台和航路点以及 PERF FACTOR（性能因数）。
- INIT A（起始 A）
  INIT A 页面可以进入飞机当前位置。机组要检查当前位置与实际飞机位置是否一致。（参见 ADIRS INITIALIZATION（起始）部分）
  历史风是在以前的下降中遇到的垂直风剖面，如果可以代表下一航班的垂直风剖面，应在这一级输入历史风。
- F-PLN（飞行计划）
  在 F-PLN A 页面要完成以下内容:

－起飞跑道
－SID
－高度和速度限制
－到巡航航路点的适当过渡
－根据计算的飞行计划（CFP）要求的梯级爬升/下降。
如果时间允许，沿 FPLN B 的风剖面可以通过风提示符进行垂直修正来插入。
还应检查航路总距离（FPLN 页面第 6 行）和 CFP 距离。

● SEC F-PLN
应使用 SEC F-PLN 来考虑起飞的备用跑道，返回到起飞场或飞向起飞备降场的航路。

● RAD NAV
检查 RAD NAV 页面，如需要，应人工输入任何要求的助航设备信息。如果在 NOTAM(航行通告)中有助航设备不可靠的报告，在 DATA/POSITION MONITOR SEL NAVAID 页面应将此助航设备取消选择。

● INIT B
机组输入预期的 ZFWCG/ZFW 以及轮档燃油信息以起始飞行计划计算。
检查燃油量与飞行准备油量一致。
重量和 CG 在收到舱单后进行修正。
发动机启动后，INIT B 页面不再可用。如需要，机组应使用 FUEL PRED 页面进行重量和燃油数据输入。

● PERF
减推力高度/增速高度（THR RED/ACC）的默认值是 1500 英尺，或是公司规定值，如需要，可以在 PER TAKE-OFF 页面修改。飞行机组应考虑适当的减噪程序。
单发增速高度必须满足以下标准:
— 至少高于机场高度 400 英尺
— 确保净飞行轨迹超越障碍物 35 英尺
— 确保不超过最大起飞推力限制时间

因此，通常单发有最大和最小的增速高度值。最小值必须满足前两个要求。最大值满足最后一个条件。在最大和最小值之间的值可保留。
一般单发增速高度默认为 1500 英尺 AGL 并按需更新。

性能爬升页面用于预选速度。例如起飞后大转弯的绿点速度。

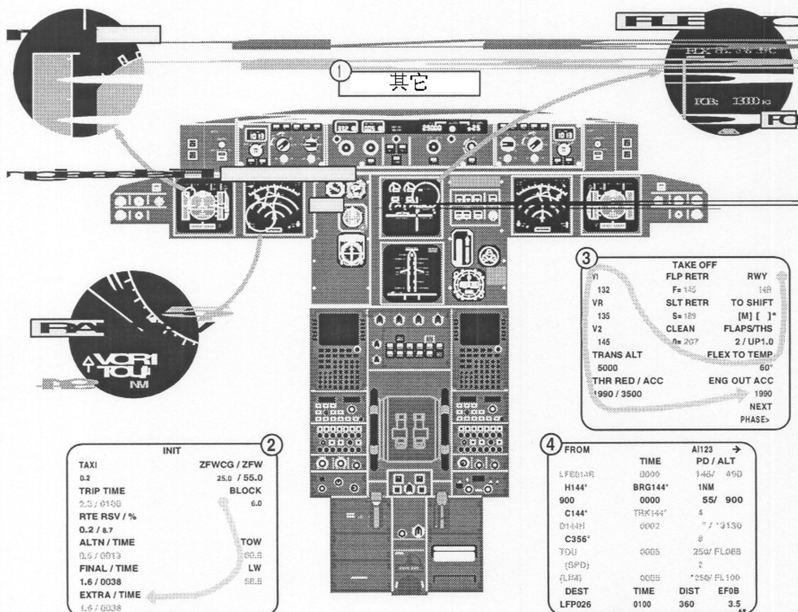
- PROG
  机组还可利用进程（PROG）页面检查巡航高度层，推荐的最高高度和最佳高度层。
  BRG/DIST（航向/距离）功能可以被用来插入起飞或备降跑道的入口。

一旦 FMGS 完成输入，PNF 应该在起飞简令前交叉检查输入的信息。

当预测数据可用时，机组可以打印飞行前数据（若安装）。该信息列表可提供起始飞行阶段的所有预测。

起飞简令

起飞简令由 PF 在登机门位置完成驾驶舱准备后，发动机起动前工作量许可的情况下完成。简令应内容明确/简洁有序。当 PF 提及重要参数时，两名机组应该交叉检查该参数的落实情况。起飞简令应该包括下列内容或项目。



1 其它
3
TAKE OFF
V1 FLP RETR RWY
132 F=145 14R
VR SLT RETR TO SHIFT
135 S=129 [M] [ ]*
V2 CLEAN FLAPS/THS
145 0=207 2 / UP1.0
TRANS ALT FLEX TO TEMP
5000 60°
THR RED / ACC ENG OUT ACC
1990 / 3500 1990
NEXT
PHASE>
2
INIT
TAXI ZFWCG / ZFW
0.2 25.0 / 55.0
TRIP TIME BLOCK
6.0
RTE RSV / %
0.2 / 8.7
ALTN / TIME TOW
FINAL / TIME LW
1.6 / 0038
EXTRA / TIME
1.6 / 0038
4
FROM AI123
TIME PD / ALT
H144° BRG144° 1NM
900 0000 55/ 900
C144°
C356°
DEST TIME DIST EFOB
LFP026 0100 360 3.5
NOF 02020 04166 0001

其他①	飞机类别和型号（擦尾限制） 飞机技术状态（MEL 和 CDL，相关使用工程通告 OEB） 航行通告（NOTAM ） 天气 跑道条件 发动机/机翼防冰的使用 发动机起动程序 推出 预计的滑行许可 雷达的使用 使用组件起飞
起始 B 页②	轮档燃油〈 〉…………………………（EW/D 显示的机载燃油） 预计起飞重量 目的地的额外时间
起飞性能页面③	起飞跑道 起飞形态 灵活/TOGA 起飞推力〈 〉….（EW/D 上的灵活/TOGA 起飞推力） V1，VR，V2〈 〉…………………………….（PFD 显示 V1，V2） 过渡高度 减推力/增速高度
飞行计划④	最低安全高度 起始飞行高度层〈 〉…………（PFD 上的蓝色目标高度） 飞行计划描述（*）〈 〉……………..MCDU 飞行计划页面中 SID 无线电导航〈 〉……………………………ND 上的无线电导航
非正常操作	**V1 前的任何故障：** 机长喊出“停”或“继续” **V1 后出现故障：** 继续起飞，400 英尺 AGL 前除收轮外不做其他动作 400 英尺 AGL，ECAM 动作 到达单发增速高度，停止做 ECAM，按压 V/S 按钮，增速并收光形态。 到绿点速度：OP CLB，最大连续推力，继续 ECAM，起飞后检查单，状态页面，单发返场:单发 SID，SID，雷达引导，立即返场…

〈 〉项目必须在相关的显示上进行交叉检查。

（*）PF 设定 ND 显示为 PLAN 模式，并调定所需的范围和强制（CSTR），使用滚动键整个检查飞行计划。PNF 保证输入的飞行计划和计划航路相同。

FMS 更新

当配载舱单到达后，机组需要:

- 更新无燃油重心和无燃油重量
- 对照舱单检查起飞重量是否符合
- 检查更新的燃油量
- 按需修改灵活温度和起飞速度
- 在起飞性能页面输入可调整的水平安定面（THS）位置

在预测可用时，机组可打印飞行前数据。

FMS2

面板巡视检查顺序

面板巡视检查顺序取决于飞行员是否是 PF（操纵飞机的飞行员），PNF（不操纵飞机的飞行员），CM1（机组成员 1）或 CM2（机组成员 2），他们各自有不同的责任区。

6. 顶板：关掉任何白灯（PF）
7. FMGS 输入（PF）
8. 遮光板、ECP（CM1/2）和 FCU（PF）
9. 侧操纵台（CM1/2）
10. 中央仪表板和操纵台（PF）



FMGS（飞行管理引导系统）输入

正常的 FMGS（飞行管理引导系统）输入顺序是先输入导航数据，接下来是性能数据。还要注意以下事项：

- 有方框的区域必须填写
- 蓝色区域提示机组可以输入
- 在绿色区域显示由 FMS 产生的数据，这些数据不能更改
- FMS 要符合的高度、速度或时间限制用洋红色识别
- 临时的飞行计划总是以黄色显示
- 琥珀色表示显示的项目很重要并需要立即引起注意
- 小写字体是 FMS 计算的数据
- 大写字体是机组输入的数据

导航	状态 起始 A 飞行计划（F-PLN） （第二飞行计划） （SEC F-PLN） 无线电导航 （RAD NAV）	
性能	起始 B PERF	

NOF 02020 04165 0001

输入的顺序最为关键。INIT B 不应在 INIT A 完成之后立即填写，因为如果立即填写，FMGS（飞行管理引导系统）就会开始计算 F-PLN 预测。这些计算会使输入程序的速度降低。

要获得适当的预测，要在几个不同页面的范围内正确填写可用的航班计划数据:

- DATA（数据）
  数据库有效性，要在 STATUS（状态）页面上检查以前航班上可能已经储存的导航台和航路点以及 PERF FACTOR（性能因数）。
- INIT A（起始 A）
  INIT A 页面可以进入飞机当前位置。机组要检查当前位置与实际飞机位置是否一致。（参见 ADIRS INITIALIZATION 起始部分）
  历史风是在以前的下降中遇到的垂直风剖面，如果可以代表下一航班的垂直风剖面，应在这一级输入历史风。
- F-PLN（飞行计划）
  在 F-PLN A 页面要完成以下内容:
  －起飞跑道
  －SID
  －高度和速度限制
  －到巡航航路点的适当过渡
  －根据计算的飞行计划（CFP）要求的梯级爬升/下降。
  如果时间允许，沿 FPLN B 的风剖面可以通过风提示符进行垂直修正来插入。
  还应检查航路总距离（FPLN 页面第 6 行）和 CFP 距离。
- SEC F-PLN
  应使用 SEC F-PLN 来考虑起飞的备用跑道，返回到起飞场或飞向起飞备降场的航路。
- RAD NAV
  检查 RAD NAV 页面，如需要，应人工输入任何要求的助航设备信息。
  如果在 NOTAM（航行通告）中有助航设备不可靠的报告，在 DATA/POSITION MONITOR SEL NAVAID 页面应将此助航设备取消选择。
- INIT B
  机组输入预期的 ZFWCG/ZFW 以及轮档燃油信息以起始飞行计划计算。
  检查燃油量与飞行准备油量一致。
  重量和 CG 在收到舱单后进行修正。
  航程风为 FMS 使用的从起始点到目的地整个飞行的平均风量，可通过 CFP 找出。

如果之前没有输入风剖面，可使用航程风功能。

发动机启动后，INIT B 页面不再可用。如需要，机组应使用 FUEL PRED 页面进行重量和燃油数据输入。

● PERF

减推力高度/增速高度（THR RED/ACC）的默认值是 1500 英尺，或是公司规定值，如需要，可以在 PER TAKE-OFF 页面修改。飞行机组应考虑适当的减噪程序。

单发增速高度必须满足以下标准:

— 至少高于机场高度 400 英尺
— 确保净飞行轨迹超越障碍物 35 英尺
— 确保不超过最大起飞推力限制时间

因此，通常单发有最大和最小的增速高度值。最小值必须满足前两个要求。最大值满足最后一个条件。在最大和最小值之间的值可保留。
一般单发增速高度默认为 1500 英尺 AGL 并按需更新。

性能爬升页面用于预选速度。例如起飞后大转弯的绿点速度。

● PROG

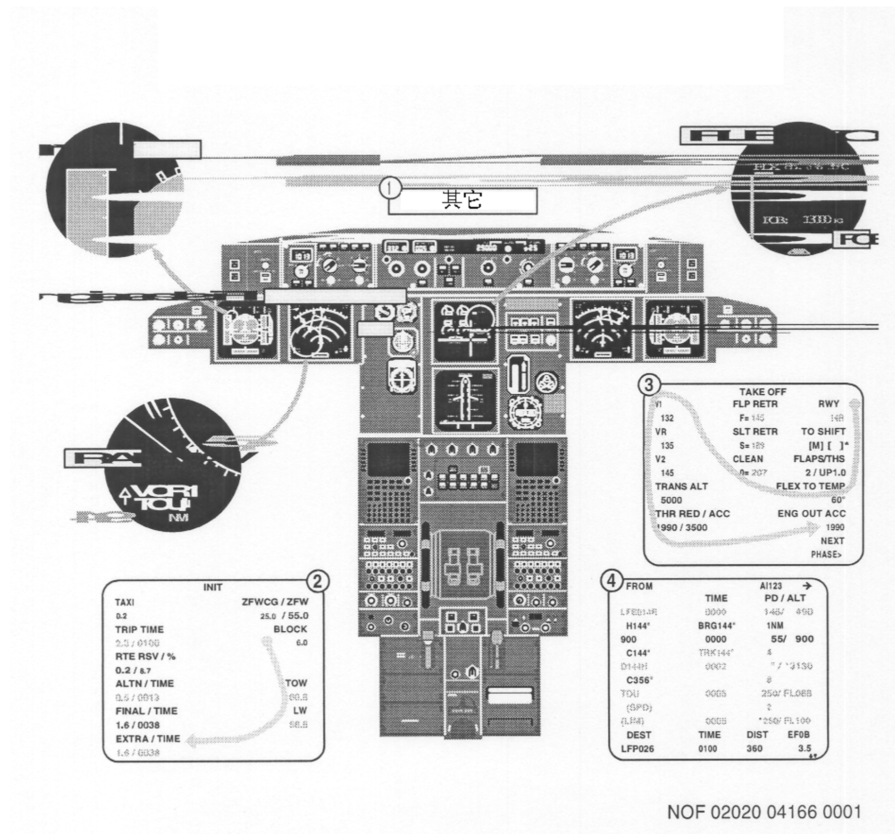
机组还可利用进程（PROG）页面检查巡航高度层，推荐的最高高度和最佳高度层。
BRG/DIST（航向/距离）功能可以被用来插入起飞或备降跑道的入口。

一旦 FMGS 完成输入，PNF 应该在起飞简令前交叉检查输入的信息。

当预测数据可用时，机组可以打印飞行前数据（若安装）。该信息列表可提供起始飞行阶段的所有预测。

起飞简令

起飞简令由 PF 在登机门位置完成驾驶舱准备后，发动机起动前工作量许可的情况下完成。简令应内容明确/简洁有序。当 PF 提及重要参数时，两名机组应该交叉检查该参数的落实情况。起飞简令应该包括下列内容或项目。



其他 ①	飞机类别和型号（擦尾限制） 飞机技术状态（MEL 和 CDL，相关使用工程通告（OEB） 航行通告(NOTAMS) 天气 跑道条件 发动机/机翼防冰的使用 发动机起动程序 推出 预计的滑行许可 雷达的使用 使用组件起飞
起始 B 页 ②	轮档燃油〈〉…………………………（EW/D 显示的机载燃油） 预计起飞重量 目的地的额外时间
起飞 性能 页面 ③	起飞跑道 起飞形态 灵活/TOGA 起飞推力…（EW/D 显示的灵活/TOGA 起飞推力） V1，VR，V2〈〉…………………………（PFD 显示 V1，V2） 过渡高度 减推力/增速高度
飞 行 计划 ④	最低安全高度 起始飞行高度层〈〉…………（PFD 上的蓝色目标高度） 飞行计划描述（*）〈〉………..MCDU 飞行计划页面中 SID 无线电导航〈〉…………………………….ND 上的无线电导航
非 正 常 操作	V1 前的任何故障: 机长喊出“停”“继续” V1 后出现故障: 继续起飞，400 英尺 AGL 前除收轮外不做其他动作 400 英尺 AGL，ECAM 动作 到达单发增速高度，停止做 ECAM，按压 V/S 按钮，增速并收光形态。 到绿点速度：OP CLB，最大连续，继续 ECAM，起飞后检查单，状态页面，单发返场:单发 SID，SID，雷达引导，立即返场…

〈〉项目必须在相关的显示上进行交叉检查。

（*）PF 设定 ND 显示为 PLAN 模式，并调定所需的范围和强制（CSTR），使用滚动键整个检查飞行计划。PNF 保证输入的飞行计划和计划航路相同

FMS 更新

当配载舱单到达后，机组需要:

- 更新无燃油重心和无燃油重量
- 对照舱单检查起飞重量是否符合
- 检查更新的燃油量
- 按需修改灵活温度和起飞速度
- 在起飞性能页面输入可调整的水平安定面（THS）位置

在预测可用时，机组可打印飞行前数据。

其他

座椅调整

为了调整到最合适的座椅位置，飞机在前风挡的中间位置设置了两个小球的指示器。当两个小球在一条线上，说明飞行员的视线位置正合适。

通常犯的错误是坐得过低造成驾驶舱视线切角增大，视线范围减小。在能见度低程序（LVP）的情况下尤为重要，因为飞行员需要最大限度的增大视线范围，在着陆时尽早获得尽可能多的目视参考。

座椅调好后，飞行员座椅外侧的扶手要调整好，保持前臂操纵侧杆时的舒适性。前臂和扶手之间不能有空陷，握住侧杆时手腕不能弯曲。这样飞行员在做机动动作时不用将胳膊抬起就可以转动手腕来操纵侧杆。扶手调节不合适会造成过操纵或微小精确动作做不了

方向舵踏板的调节要保证飞行员可以蹬满舵量并可同时使用最大刹车量。

扶手和方向舵踏板有位置指示，这些位置每次飞行都应注意并调整。

MCDU 的使用

当允许开车滑行后，PF 调 MCDU 的性能起飞页面，PNF 调飞行计划页面。

发动机自动起动

起动发动机的正常方法是通过 FADECs 控制的自动起动系统。FADECs 控制发动机的起动并在发动机参数超限时采取措施。这样可以极大的延长发动机寿命。

发动机起动前推力手柄要证实在慢车位，如果推力手柄不在慢车位，起动后会造成推力大于慢车，增大潜在危险。在这种情况下，ECAM 会出现发动机起动故障（ENG START FAULT）的提示机组将推力手柄设置在慢车位。

将起动选择器放在 “START” 位给 FADECs 供电。在有足够的引气压力时，机组开始起动程序。PF 选择发动机主电门至 “ON”位，机组要监控起动顺序：起动活门打开？ N2 增加？IGN A（B）？燃油流量？EGT？ N1？滑油压力上升？起动活门关？

在 EGT 到达峰值或显示 AVAIL 后，PF 可以起动 2 发。

机组要检查相关发动机的振动级别。如果一台发动机的震动水平明显不同于另外一（几）台发动机，这足以证明需要机务维护。

当发动机的起动选择器在正常（NORM）位置，组件回复至开（OPEN）。APU 引气应立即关断防止吸入发动机排气口气体。

如果起动不成功，机组必须正常使用 ECAM，避免无意识的选择发动机主电门至关断（OFF），这样做会干扰 FADEC 的保护作用（如热起动后的冷转）。

发动机慢车平均参数

CFM

当发动机起动完成后，应该检查稳定的发动机参数。
以海平面标准大气为准:

N1~19.5%   N2~58.5%   EGT~390℃   FF~275 公斤/小时-600 磅/小时

IAE

当发动机起动完成后，应该检查稳定的发动机参数。
以海平面标准大气为准:

EPR~1.01 N1~23.8 N2~57.7% EGT~385℃ FF~330 公斤/小时-730 磅/小时

IAE V2522=V2524=V2527=V2527E=V2527M=V2530=V2533

当发动机起动完成后，应该检查稳定的发动机参数。
以海平面标准大气为准:

EPR~1.01 N1~21.4 N2~57.8% EGT~414℃ FF~350 公斤/小时-775 磅/小时

CFM+Mod 24404 或 24405 或 27640

当发动机起动完成后，应该检查稳定的发动机参数。
以海平面标准大气为准:

N1~19.5 N2~58.5% EGT~640℃ FF~345 公斤/小时-760 磅/小时

发动机起动故障

在中断起动后下一次起动前应该考虑冷转发动机。必须要遵守 FCOM3.01.70 中的起动机限制。

发动机人工起动

如果出现下列情况机组应该执行人工起动：起动活门故障、 EGT 余度过低、EGT 余温过高、执行了冷转。高高度操作或中断起动后推荐该程序。

人工起动程序根据边读边做的原则。在起动前参考 FCOM3.04.70。

在人工起动时，FADECs 的管理有限。FADECs 可以保证 N2 50%时起动活门关闭。

FADECs 保证的是被动的监控发动机参数，并在必要时可以发出警告，但无权中断人工起动，强烈建议使用计时来检查起动机的接通时间没有超过限制。

尾喷管冒火

发动机尾喷管冒火的情况通常发生在发动机起动过程中，多由于燃烧室燃油过多或低压涡轮滑油泄露造成。发动机尾喷管冒火是在发动机内部结构，没有影响敏感的区域。

如果地面人员发现尾喷管冒火，机组应该遵循以下三个原则：

- 发动机关车（主电门关）
- 不要按压发动机灭火电门
- 使用另一侧的引气、APU 引气或外接气源冷却发动机（发动机起动电门选择至 CRANK 位，然后人工起动 ON 位）。

在这种情况下一定不要按压灭火电门，使用灭火电门会阻止 FADECs 的监控程序。

也不能使用灭火器，灭火器对内部的火苗没有帮助。首要的一点是增加发动机的通风。但是如果地面人员发现尾喷管冒火，但是没有可用的引气，就要使用地面的灭火设备。化学的或干粉灭火器都会对发动机造成严重的损坏。

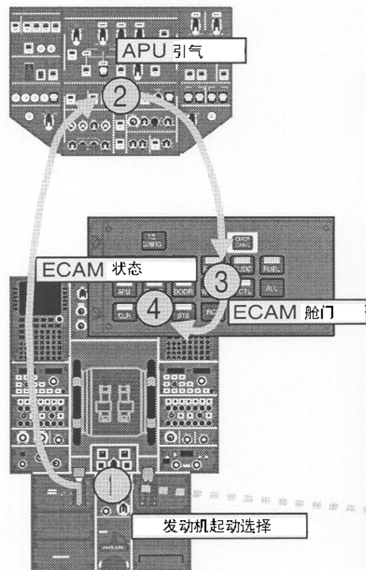
发动机暖机时期

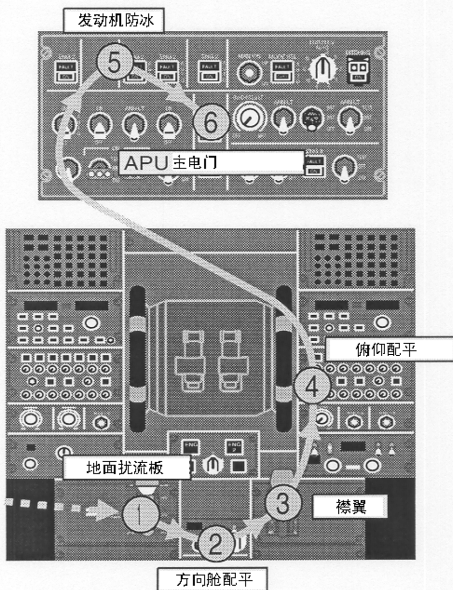
为了避免发动机起动后的热冲击，在前推油门至较大推力之前发动机应该操作在慢车或接近慢车处（见 FCOM3.03.09 定义）。慢车的滑行时间算在暖机时间内。

起动后流程

发动机起动后，PF 调 ENG START 选择器到 NORM 位，满足组件正常操作。该动作是 PNF 和 PF 做起动后流程的开始信号。

PF PNF





NOF 02030 04173 0001

不包括 mod20139

推出

不包括 mod26925

如果推出时使用动力推出组件（PPU），该组件安装在左主轮上，且右发在登机门处起动好。这样黄液压系统给停留刹车提供压力，前轮转弯使用绿液压系统可以通过 PTU 转换。在推出前，检察发动机警告页面（EWD）没有 NWS DISC 显示。

机组使用内话看地面指示操纵前轮转弯。在机组和地面人员面对面的情况下，通话意思明确清楚是非常重要的。

推出完成后，拔出 PPU，起动左发。

在这种推出过程中，机组不使用刹车，除非在紧急情况下且不能移动飞行操纵或襟翼手柄。

在紧急情况下，尽管 PPU 在位时可以进行撤离，但是 PPU 还是应该立即撤出撤离区域。

包括 mod26925

如果使用 PPU 推飞机，PPU 应与左主起落架连接，并在廊桥位置先起动 2 号发动机。这样可以先给黄液压系统提供压力并且通过 PTU 给绿系统提供压力，保证停留刹车和前轮转弯工作。在推出前，检查 EWD 上没有 NWS DISC（前轮转弯断开）备忘信息。

机组使用内话依照地面指示操纵前轮转弯。在机组和地面人员面对面的情况下，方向性的通话明确清楚是非常重要的。

在推出完成，PPU 撤离后，就可以起动 1 号发动机。

在这种推出过程中，机组不使用刹车，除非在紧急情况下且不能移动飞行操纵或襟翼手柄。

防止紧急情况发生，PPU 会阻碍撤离区域，应尽快把 PPU 从撤离区域移开。

滑出和转弯

滑出前检查琥珀色的 NWS DISC 信号灯熄灭保证前轮转弯完全可用。

推力使用

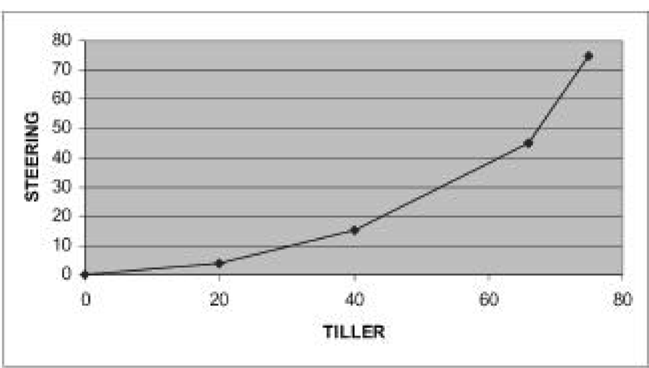
保持飞机移动至需要保持略大于慢车的油门水平（N1~40%）。过大的推力会造成排气管损坏或增大吸入异物（FOD）的危险。一般使用对称推力。

手轮和方向舵踏板的使用

在低速时踏板能控制前轮转弯（全舵量+/-6° ）。因此，在直滑行道和转弯较小的地方可使用舵转弯，把手保持在手轮上。转较大的弯时，要用手轮转弯。

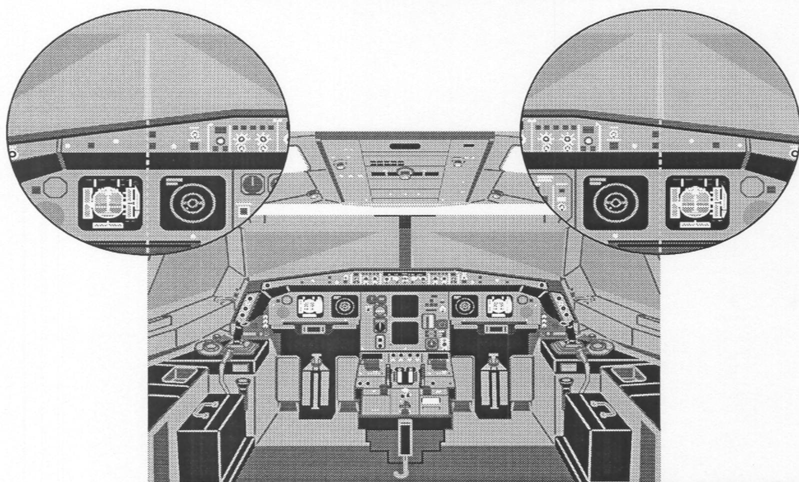
转弯技巧

前轮转弯是靠电控，手轮和前轮转弯之间没有机械连接。手轮的转动和前轮转弯的角度之间的关系不是线形关系。加在手轮上的力是很轻的。



总之飞行员要柔和的操纵手轮并保持住。任何修正量都要轻柔并保持一段时间等待飞机的反映。过量操纵手轮会造成摇动。

在直线滑行时，要正确保持 PFD 和 ND 中间在目视中心延长线上。



恰当的中线视野

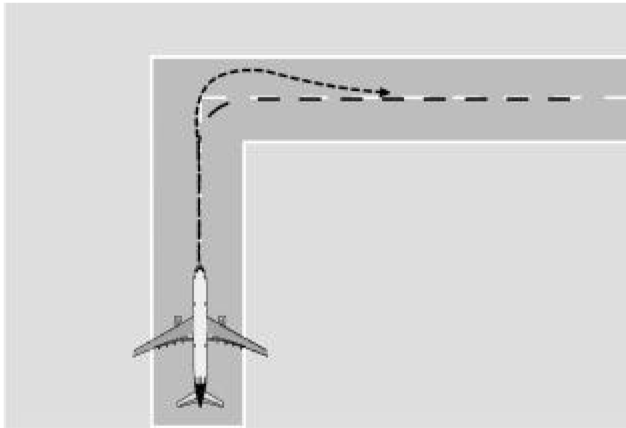
如果两名飞行员同时使用手轮或踏板，两人力量累加，可以达到 BSCU 设定的转弯角度的最大值限制。

当前轮转弯位置调整合适后，切入角是 20°，地面目视条件可见的长度段为 41ft(12.5 米)。在滑行过程中，假定使用对称推力，不使用差动刹车时必须在此长度段前开始转弯。保证充裕的机翼和机尾的裕度。

在滑行过程中，假定使用对称推力，不使用差动刹车时必须在此长度段前开始转弯。保证充裕的机翼和机尾的裕度。

在开始转弯时要使用不对称推力保持飞机在转弯时移动。如果前轮在转弯时出现侧滑，减小滑行速度或增大转弯半径。因为飞机停住后需要更大的推力移动飞机，所以不要在转弯中停住飞机。

滑行的时候飞行员要始终注意到转弯一侧的主轮切内角转，转弯轨迹保持在前轮内侧。基于这个原因，有时可能要考虑使用大幅度的转弯量，尤其是 A321 的主起落架位于飞行员位置后方 20 米处。



退出直角转弯时，飞行员应该松开手轮，并且操纵飞机向前弧形一段较短的距离减小主轮的拉伸力度。

如果出现一个主起落架的一个或多个轮胎爆胎，最大许可的转弯角度受飞机速度限制。如果出现一个轮胎爆破，速度限制在 7 节并可以使用前轮转弯。如果两个轮胎爆破，速度限制在 3 节前轮转弯限制 30°

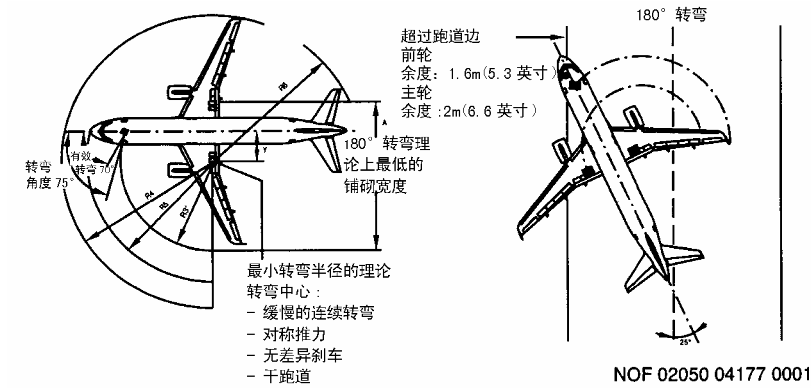
如果转弯超过 90° ，速度应该小于 10 节。

180° 转弯

机长在 180° 度转弯时应使用下列程序。

- 在跑道右侧滑行与跑道纵轴转一个 25 度的交叉角（使用 ND 或 PFD），最大地速 10 节。
- 当感觉身体已经转到跑道边缘时，柔和的开始向右掉头。
- 转弯时使用差动推力，在开始转弯前就要准备使用差动推力，[50%N1，或 1.05EPR]，整个转弯过程中保持匀速 5-8 节。
- 在转弯过程中最重要的是保持最小的地速避免因为飞机停住而需要增加较大推力。有一个好的方法是 PNF 根据 ND 上的地速指示报速度。
- 不推荐使用差动刹车，避免造成刹车组件疲劳。不允许刹车时轴转动（如在主轮上施加刹车到飞机全停）。
- 在湿跑道或污染跑道上时，尤其在跑道的白色或黄色标示上转弯时，转弯过猛会造成前轮急转，噪音大而且不舒服。

副驾驶所执行的程序一样（除了滑行时在跑道左侧）。



数据

A318

Y 英尺/寸 米	R3 英尺/寸 米	R4 英尺/寸 米	R5 英尺/寸 米	R6 英尺/寸 米	前轮转弯 限制角度	使用差动推力时 的 最窄跑道宽度
10.17 3.01	39.42 11.10	67.59 20.60	51.18 15.60	58.73 17.90	75°	30 米 99 英尺

A319

Y 英尺/寸 米	R3 英尺/寸 米	R4 英尺/寸 米	R5 英尺/寸 米	R6 英尺/寸 米	前轮转弯 限制角度	使用差动推力时 的 最窄跑道宽度
13.2 4.01	39.9 12.11	70.10 21.58	54.6 16.6	64.1 19.77	75°	30 米 99 英尺

A320

Y 英尺/寸 米	R3 英尺/寸 米	R4 英尺/寸 米	R5 英尺/寸 米	R6 英尺/寸 米	前轮转弯 限制角度	使用差动推力时 的 最窄跑道宽度
15.1 4.61	45.5 13.84	72.2 21.99	60 18.3	71.1 21.91	75°	30 米 99 英尺

A321

Y 英尺/寸 米	R3 英尺/寸 米	R4 英尺/寸 米	R5 英尺/寸 米	R6 英尺/寸 米	前轮转弯限制角度	使用差动推力时的最窄跑道宽度
16.90 5.1	59.1 18	74.6 22.7	74.2 22.6	80.5 24.5	75°	32 105 英尺

必须注意由于 R6 > R4，所以翼展障碍许可不包括尾翼障碍许可。

刹车检查

标准

当收到滑行许可时飞行员应该选择停留刹车在 OFF 位。检查刹车的三位指示器压力回零，该指示表明正常刹车系统已经成功转化。一旦飞机开始移动，飞行员应该轻踏刹车踏板测试刹车，观察飞机是否出现减速，同时黄液压系统压力保持在零。

Mod 26925

当收到滑行许可时飞行员应该选择停留刹车在 OFF 位。检查刹车的三位指示器压力回零，该指示表明正常刹车系统已经成功转化。一旦飞机开始移动，飞行员应该轻踏刹车踏板测试刹车，观察飞机是否出现减速。

碳片刹车

碳片刹车的磨损情况取决于刹车的使用量和刹车温度。不取决于施加的压力和持续的时间。刹车出现劳损的最高温度根据不同的生产厂家不同，唯一的减小刹车磨损的方法是减少使用刹车的次数。

滑行速度和刹车

在长直滑行道没有 ATC 或地面指令限制滑行时，飞行员应先增速到 30 节再轻柔使用一次刹车减速到大约 10 节，不要一直踩在刹车上。ND 上显示的地速应大致接近滑行速度。

刹车温度

标准

FCOM 规定的起飞前刹车温度限制是 300℃。该限制可以保证可能流入刹车系统的任何液压油，不会在轮舱内起落架收上后被点燃。在出现中断起飞时（风扇关）刹车温度不会超过 150℃。

热氧化性会在高温时累加。所以如果刹车吸入过多热量，碳片的氧化性也会增加。这也是为什么在正常使用情况下刹车不能在温度高于 500℃时重复使用的原因。进一步说，如果刹车片受热不均，在实施了一次较大压力的刹车后，再使用刹车风扇会增加刹车表面热点的氧化。

Mod 25951（ABS 刹车）

FCOM 规定的起飞前刹车温度限制是 260℃。该限制可以保证可能流入刹车系统的任何液压油，不会在轮舱内起落架收上后被点燃。在出现中断起飞时刹车温度不会超过 150℃。

热氧化性会在高温时累加。所以如果刹车吸入过多热量，碳片的氧化性也会增加。这也是为什么在正常使用情况下刹车不能在温度高于 500℃时重复使用的原因。进一步说，如果刹车片受热不均，在实施了一次较大压力的刹车后，再使用刹车风扇会增加刹车表面热点的氧化。

刹车故障

不包括 mod 30062 和 26925

如果蓄压瓶压力低于 1500PSI，机组应该注意停留刹车可能会突然失去效应，因此在液压表 ACCU PRESS 会显示琥珀色段。

如果在滑行时遇到刹车问题，机组要设定自动防滞和前轮转弯（A/SKID&STRG）在 OFF 位，不要施加踏板压力。接着必须参考三位指示器并小心的按需调整压力。

当停留刹车在 ON（接通）位时，踩下踏板不会对刹车产生任何影响。如果因为某种原因，在停留刹车处于 ON（接通）位时，飞机向前移动，必须要松开停留刹车，以便通过踏板使刹车产生效应。

包括 mod 30062 和 26925

如果蓄压瓶压力低于 1500PSI，机组应该注意停留刹车可能会突然失去效应，因此在液压表 ACCU PRESS 会显示琥珀色段。

如果在滑行时遇到刹车问题，机组要设定自动防滞和前轮转弯（A/SKID&STRG）在 OFF 位，不要施加踏板压力。接着必须参考三位指示器并小心的按需调整压力。

不包括 mod 22013 和不包括 mod 25951（不带 ABS 刹车）

刹车风扇

当刹车风扇工作时，指示的刹车温度会明显低于当刹车风扇关闭时所指示的温度，这是因为刹车风扇在冷却刹车温度传感器，以及刹车本身。

因此当选择刹车风扇接通时，指示的刹车温度会立刻下降，反过来，如果关闭刹车风扇的话，就需要几分钟时间使指示的温度上升，并与实际的刹车温度向吻合。当刹车风扇工作时，指示的和实际的刹车温度之间的差异基本是从实际温度 100 度时指示 50 度，到实际温度 300 度时指示 150 度。

在起飞前，如果风扇在工作，机组应参考指示的刹车温度，如果指示的刹车温度高于 150 度，应推迟起飞。

在起飞过程当中，不要使用刹车风扇，以防止外来物打坏风扇和刹车。

飞行操纵检查

在滑行前或滑行中，预位自动刹车之前，飞行员应该在合适的时间检查侧杆的横向纵向操纵全行程。PNF 看飞行操纵页面检查并喊出升降舵和副翼的全行程，并确认扰流板的偏折和收回。PNF 应该检查每一次升降舵和副翼的全行程/回中动作，在动作到达后喊出：

- “全上，全下，回中”
- “全左，全右，回中”

PF 按住前轮转弯手轮上的 PEDAL DISC 按压电门轻轻使用方向舵全左全右回中测试方向舵。PNF 根据每一次全行程/回中动作喊出：

- “全左，全右，回中”

每一次动作量必须保持足够的时间达到全行程并显示在飞行操纵页面上。

接下来 PNF 检查侧杆的横向纵向操纵全行程，对照飞行操纵页面默念升降舵和副翼的全行程运动，确认扰流板的偏折和收回。如果在滑行过程中进行该项检查，PF 应该保证始终目视前方。

起飞简令核实

起飞简令应该在停机位做好并包括所有起飞过程中的任意变化，如 SID 的改变，跑道状况的变化等。

如果 ATC 要求飞机在起飞后保持一个航向，选择 FCU 的 HDG 选择按钮，即取消了 NAV 方式。在 FCU 和 ND 上就会显示飞机的当前航向，然后机组可以调定指令的航向。在离地 30 英尺 RA 之后，接通 RWK TRK。按指令拔出 HDG 按钮。当要求继续 SID 时，需要按需调整航向截获 NAV 的所需航迹。

使用一台发动机滑行

标准

公司采用使用一台发动机滑行程序可以延长刹车寿命并节约燃油。但是如果飞行员采用一台发动机滑行程序必须注意下列情况:

- 推荐在滑行时使用 1 发保持绿系统工作，保证刹车和前轮转弯可用。
- 在松开刹车前，接通黄色的电动泵，给黄系统增压（ALT/PARK BRK），不要使用 PTU。机组要检查液压黄色蓄压瓶的压力。
- 在 2 发起动前，
  — 黄色的液压泵关，检查 PTU 的操作。
  — APU 引气重新接通，起动 2 发。
- 如果在大重量时向工作发动机做缓慢或较窄的转弯可能无法完成。
- 当离开停机位后没有地面的防火保护。
- 要保证剩余发动机在起飞前有足够的暖机和起动时间。
- 如果在起动剩余的发动机时或之后出现任何故障都需要返回停机位叫机务这样会造成离场进一步延误。
- 使用一台发动机滑行需要使用高于正常的推力，在使用时要格外注意发动机尾流造成的尾喷和外来物吸入。
- 推荐使用 APU，但是 APU 引气不要接通，避免空调系统吸入发动机尾气。

Mod 26925

公司采用使用一台发动机滑行程序可以延长刹车寿命并节约燃油。但是如果飞行员采用一台发动机滑行程序必须注意下列情况:

- 推荐在滑行时使用 1 发保持绿系统工作，保证刹车和前轮转弯可用。

- 在松开刹车前，接通黄色的电动泵，给黄系统增压（ALT/PARK BRK），不要使用 PTU。机组要检查液压黄色蓄压瓶的压力。
- 在 2 发起动前，
  — 黄色的液压电动泵关，检查 PTU 的操作。
  —APU 引气重新接通，提供起动 2 发的引气。
- 如果飞机全重较大，可能无法向工作发动机一侧做慢速或角度较大的转弯。
- 离开停机位后没有地面人员的防火保护。
- 要保证剩余发动机在起飞前有足够的暖机时间。
- 如果在起动剩余的发动机时或之后出现故障，当该故障需要返回停机位检查维修时，会造成离场的延误时间增长。
- 使用一台发动机滑行需要使用高于正常的推力，在使用时要格外注意发动机尾流造成的尾喷和外来物吸入。
- 推荐使用 APU，但应关断 APU 引气，以避免空调系统吸入尾气。

其他

频闪灯（如安装）

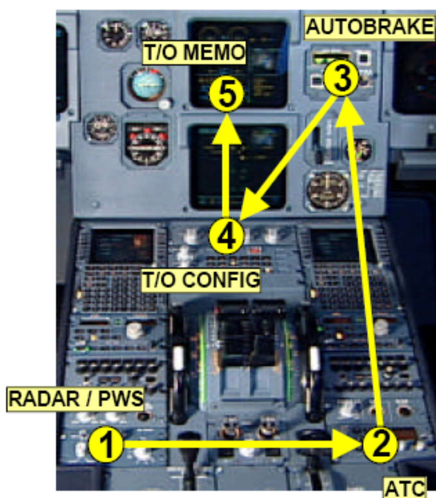
当频闪灯选择 AUTO 位时，在飞机离地后自动打开。该灯的 ON 位用于在地面穿越跑道，在跑道上调头或进入跑道时使用。

组件

如果起飞时出于性能的原因，需要关断发动机引气，则在希望保留空调时，打开组件，使用 APU 引气给空调供气，这样可以保证发动机的性能和旅客的舒适度。如果起飞时 APU 自动关车，在人工收油门前发动机推力冻结。重新使用发动机引气给组件供气，为保持 N1/EPR，会导致 EGT 增加。

在一个组件故障的情况下起飞，按程序要将失效的组件关断。如果性能允许，可以保持另一组件在接通位，使用 TOGA 或 FLEX 推力起飞。接通的组件由相应一侧的引气供气。在这种不对称的引气形态下，起飞的 N1 值受引气工作一侧的发动机 N1 值限制，这时起飞性能必须相应的重新计算。

起飞前流程



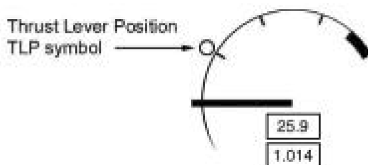
推力设定

标准

PF 宣布“起飞”，然后遵循下列程序:

如果侧风不大于 20 节且没有顺风

- 参考 EPR/N1 表的 TLA 指示将推力从慢车加到 1.05EPR/50％N1。
- 当发动机参数稳定后，按需加到 FLX/MCT 或 TOGA 卡位。



如果有顺风或侧风大于 20 节:

- 参考 EPR/N1 表的 TLA 指示将推力从慢车加到 1.05EPR/50％N1。
- 稳定后,参考 EPR/N1 表的 TLA 指示从 1.05EPR/50％N1 加到 1.15EPR/70％N1
- 接着在地速 40 海里前按需加到 FLX/TOGA 起飞推力。

该程序可以保证所有发动机同时加速,并最大程度的减小了方向控制的问题。

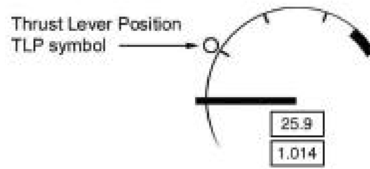
如果推力手柄未放到正确的起飞卡位，如灵活推力位而不是 TOGA 位，则 ECAM 上会出现相应信息。

安装有“禁止使用区域”的 IAE 发动机

PF 宣布“起飞”，然后应遵循下列程序：

如果侧风不大于 20 节且没有顺风

- 参考 EPR/N1 表的 TLA 指示将推力从慢车加到 1.05EPR/50％N1。
- 当发动机参数稳定后，按需加到 FLX/MCT 或 TOGA 卡位。



如果有顺风或侧风大于 20 节：

- 参考 EPR/N1 表的 TLA 指示将推力从慢车加到 1.05EPR/50％N1。
- 接着在地速 40 海里前按需加到 FLX/TOGA 起飞推力。

该程序可以保证所有发动机同时加速，并最大程度的减小了方向控制的问题。

如果推力手柄未放到正确的起飞卡位，如灵活推力而不是 TOGA 位，则 ECAM 上会出现相应信息。

起飞滑跑

推力设定后，PF 报出 FMA 上的方式。PNF 检查推力在 80 海里前调好，并报出“推力调定”。

推力手柄放在 TOGA/FLX 卡位后，机长必须把手放在推力手柄上直至 V1。

正常起飞时，PF 在滑跑开始时前推侧杆一半（有侧风时前推到底）直至 80 海里，以抵消推力增加时产生的机头上仰趋势，80 海里以后逐渐减少侧杆量，到 100 海里时侧杆中立。

PF 用脚蹬保持飞机直线滑跑。随着地速的增加，前轮转弯的作用以一个预先设定的速率减小（在 130 节时无效），方向舵则变得越来越有效。起飞滑跑过程中不推荐使用手轮，因为手轮的灵敏性太高，容易造成飞机反应过大。

侧风起飞时，不需要使用常规的副翼迎风修正技术。

在强侧风情况下，可以使用少量的横向侧杆输入，以消除迎风机翼一侧的反应。但要避免过大的侧杆偏转，造成扰流板的过度放出，这样会增加飞机向迎风一侧偏转的趋势（原因是扰流板伸出的一侧机轮承重增大），同时减小了升力增大了阻力。侧杆偏转超过 1/3，扰流板的偏转影响会更加明显。

飞机离地后，任何横向的侧杆输入都会给飞机一个滚转率的指令，这样会使飞机的横向操纵更加困难。因此，机翼必须保持水平。

在低能见的起飞条件下，参考目视基准是保持跑道中心线的主要方法。在间断有雾的情况，如果 ILS 可用，PFD 上的偏航杆也可以提供方向引导。

起飞离地后典型的飞机姿态

起飞离地后，双发工作的典型姿态是 15 度仰角。

抬轮

按传统方式抬轮。PF 执行抬轮动作时应抬头向外看，使用外部目视参考直到飞机离地，或根据能见度到失去外部目视参考时为止。然后 PF 必须回到仪表监控 PFD 上的俯仰姿态。

开始抬轮时，保持一个柔和稳定的向后的侧杆输入(一般 1/3 到 1/2 向后侧杆量)，避免粗猛和过大的动作量。

起始抬轮的速率大致是 3° /秒。

如果不满意建立的俯仰率，飞行员应柔和进行侧杆修正。修正动作不要过大过快，这样会导致飞机俯仰的急剧变化。如果要增大抬轮速率，到飞机大约离地时再进一步柔和加大向后的侧杆输入。注意：A321 飞机擦机尾的可能性增加的更为明显。

抬轮过程中，机组不要跟随 FD 的俯仰杆，因为俯仰杆给的并不是俯仰速率的指令，可能会导致侧杆输入量过大。

仅当离地后，机组才跟随 FD 建立飞机的的俯仰姿态，此时 FD 给出的是 SRS 指令。电传操纵法则转化为空中正常法则，自动俯仰配平工作。

飞机的几何参数

A318

擦尾姿态	
起落架压缩	起落架伸出
15.7°	17.3°

A319

擦尾姿态	
起落架压缩	起落架伸出
13.9°	15.5°

A320

擦尾姿态	
起落架压缩	起落架伸出
11.7°	13.5°

A321

擦尾姿态	
起落架压缩	起落架伸出
9.7°	11.2°

避免擦机尾

介绍

擦机尾会导致飞机结构受损，造成飞行危险并增加大量的维修工作。擦机尾的情况通常发生在诸如侧风、颠簸、风切变等的情况下。

主要因素

过早抬轮

低于飞机的 VR 速度开始抬前轮为过早抬轮。这种情况的潜在原因是:

- 飞机重量或襟翼形态下计算的 VR 不正确。
- 在阵风、风切变或跑道上有障碍物时，PF 低于 VR 时抬轮。

无论何种原因造成的提前抬轮其结果都会增加离地时的俯仰姿态，继而减小机尾裕度。

抬轮技巧

在抬轮技巧段落中有相关建议。

抬轮速率大会增大擦机尾的危险，但是速率小又会增加起飞距离。推荐的速率是 3° /秒，该速率是飞行测试中的平均速率，也是性能计算的参考速率。

形态（不适用于 A318）

对于给定的飞机重量，可以有不同的起飞襟翼形态选择。

一般说来，襟翼形态设置越大，起飞速度越小。增大襟翼形态设置，并不会减小 VS 的裕度。VS 的裕度甚至会增加，同时因为减少了离地所需的俯仰姿态，擦机尾的裕度也会增大。

对于给定外形，VR 越小，擦机尾裕度越小。最小 VR 是由 VMU 决定的，当 VMU 限制了起飞速度时，擦机尾裕度减小。

在很多情况下，增大起飞形态导致灵活温度减小。因为这样增大了推重比，也就增大了擦机尾的裕度。

结论就是，通常，最大襟翼形态设置给出了最大的擦机尾裕度（例如，外形 3 比外形 1+F 的裕度大）。

为了延长发动机寿命，建议使用提供最大灵活温度的襟翼形态。然而，当两个形态间的灵活温度差的很小（低于 5 度）时，对于机身较长的飞机（如 A321），建议采用较大的起飞形态。

例如，形态 3 的灵活温度是 35° ，形态 2 的是 39° ：那么选择形态 3。

起飞配平设定

设定起飞俯仰配平的主要目的是提供保持一致的抬轮特性。通过人工调整配平轮调整起飞配平。

飞机安全起飞，配平轮的配平应保持在绿区范围以内。

配平的调置会在较大程度上影响飞机在抬轮时的反应：

- 如果重心靠前，俯仰配平设置在机头向下的限制，在抬轮的时候飞行员会感到“飞机很重”，使用相同的带杆量，飞机抬前轮的反应比正常要慢。
- 如果重心在后，俯仰配平设置在机头向上的限制，在速度达到 VR 之前飞行员可能要稍微前推侧杆，以抵消飞机的自动抬轮趋势。

在这两种情况中，飞行员都要修正正常的抬前轮动作来获得所需的抬轮速率，但是一定要注意不要操纵过量。

侧风起飞

在前面的讨论中说过，在起飞滑跑阶段要注意避免使用过大的横向侧杆输入而导致扰流板过度伸出。

一侧机翼扰流板伸出减小升力的一个直接影响，是减小了擦机尾的裕度，增大了擦机尾的危险。

减震支柱伸展

主起落架减震支柱正常伸出（进而在抬轮时增大机尾裕度）依赖于减震支柱正确伸展。

擦机尾后的反应

如果起飞时出现擦机尾，避免在客舱增压条件下飞行，应返回起飞机场，进行损伤检查。

侧风起飞限制

A318

报告刹车效应	报告的跑道摩擦系数	对等跑道条件	最大侧风
好	=0.4	干、潮湿、湿	39 节 (包括阵风)

A319 或 A320 或 A321

报告刹车效应	报告的跑道摩擦系数	对等跑道条件	最大侧风
好	≥0.4	干、潮湿、湿	29 节

自动驾驶接通

可以在起飞 5 秒后 100 英尺 RA 以上接通自动驾驶。

垂直剖面

标准

当推力手柄调置在合适的起飞卡位时，SRS 接通并一直保持到增速高度。SRS 的俯仰指令是下列条件中的最小值：

- 在所有发动机工作（AEO）条件下，保持速度 V2+10 的俯仰
- 在单发时（OEI），保持 IAS 在最小 V2 和最大 V2+15 之间的俯仰
- 最大俯仰姿态 18°
- 保持最小垂直速度 120 英尺/分钟爬升的俯仰

这就是在很多起飞中，实际保持的 IAS 既不是 V2+10（AEO）也不是 V2（OEI）的原因。

MOD22249 的飞机

当推力手柄调置在合适的起飞卡位时，SRS 接通并一直保持到增速高度。SRS 的俯仰指令是下列条件中的最小值：

- 在所有发动机工作（AEO）条件下，保持速度 V2+10 的俯仰
- 在单发时（OEI），保持 IAS 在最小 V2 和最大 V2+15 之间的俯仰
- 最大俯仰姿态 18°（风切变时 22.5°）
- 保持最小垂直速度 120 英尺/分钟爬升的俯仰

这就是在很多起飞中，实际保持的 IAS 既不是 V2+10（AEO）也不是 V2（OEI）的原因。

水平剖面

大多数情况，机组可以使用 SID。在这种情况下，推力选择到适当的起飞卡位后，NAV 预位，并在高于地面 30 英尺 RA 后接通。

减推力的高度

到达减推力高度时，FMA 闪烁"LVR CLB"。人工飞行时，首先按需柔和减小飞机姿态，以跟随接着的 FD 低头指令。然后将推力手柄收到爬升卡位。自动推力生效（FMA 上自动推力从蓝色显示为白色）。
FD 上的低头指令取决于 TOGA 或 FLX 和 CLB 之间的推力减少量。

如果起飞时组件关，在到达减推力高度后要接通组件，避免 EGT 可能的升高。为增加旅客的舒适度，每次接通一个组件。

增速高度

到达增速高度时，FD 俯仰指令从 SRS 变为 CLB 或 OP CLB 方式。目标速度变化：

- 变为管理目标速度，如限制速度或经济爬升速度

· 或预选的爬升速度（由飞行员起飞前在 MCDU 性能爬升页面上输入）

如果绿点速度大于管理的目标速度（如速度限制 220 节）时，在 PFD 速度带上显示洋红色的三角，AP/FD 会引导飞机到绿点速度（根据基本管理速度原则）。
如果 ATC 有要求，机组要在 FCU 上选择相应的目标速度（低于绿点速度）。

在起飞阶段，F 和 S 速度是最小的收形态的速度:

· 在 F 速度，飞机增速（速度增大趋势）: 收到 1。
· 在 S 速度，飞机增速（速度增大趋势）: 收到 0。

如果起飞时发动机方式选择在 IGN START 位，PNF 应该和 PF 证实何时重新选择在正常位。

大重量起飞

如果起飞时全重较大，有两种保护措施:

· 自动收回系统（ARS）
· 锁定功能

自动收回功能

在形态 1+F，IAS 到达 210 海里时（$VFE_{CONFIG1+F}$ 为 215 海里）ARS 生效。ARS 自动将襟翼收回到 0。PFD 上显示的 VFE 从 $VFE_{CONFIG1+F}$ 变为 $VFE_{CONFIG1}$。若飞机已增速到大于 S 速度，襟翼手柄选 0。如果 IAS 又减速低于 $VFE_{CONFIG1+F}$，襟翼不会自动放回到 1+F。

ALPHA 锁定功能

缝翼 alpha/速度锁定功能可以阻止缝翼在 AOA（迎角）较高或速度较低时，因为襟翼手柄从 1 移动到 0 而收回。在 E/WD 的缝翼指示部分会出现闪动的“A LOCK”。当迎角和缝翼速度都回复到正常值后限制解除，可以正常收缝翼。这在大重量起飞的时候可能会遇到。如果锁定功能被触发，机组继续保持飞机加速，等待进一步收缝翼。

起飞后立即转弯

障碍物限制、减噪音要求或离场程序都可能要求起飞后立即转弯。准确的跟随 FD 的指令，按正常程序收襟翼和缝翼，FD 的指令提供了一定的速度和形态下的坡度限制。

低高度改平

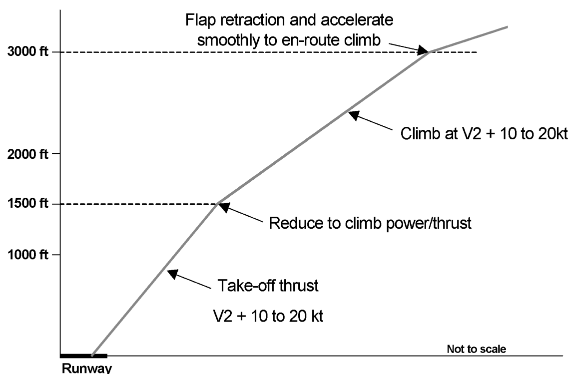
如果飞机需要在增速高度以下改平，ALT*接通，目标速度变为起始爬升速度。FMA 上闪烁“LVR CLB”信息。在这种情况下，机组应该预计到飞机增速比正常的要快，注意及时收襟翼和缝翼。

减噪音起飞

在明显的颠簸或风切变条件下不要使用减噪音程序。

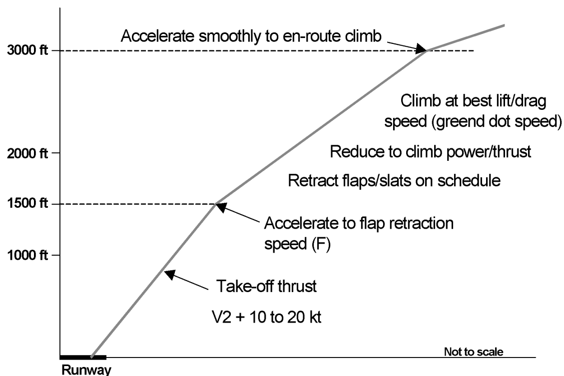
Procedure A

Results in noise relief during the latter part of the procedure (to be used to protect areas remote



Procedure B

Results in noise relief during the part of the procedure close to the aerodrome.



概述

在爬升过程中推力手柄应在爬升卡位，自动推力工作，FADECs 根据外界条件管理推力达到最大值。

AP/FD 爬升方式

标准或改装号（26497+28290）

AP/FD 爬升方式是以下任意一种

- 管理
- 选择

管理

AP/FD 的管理爬升方式是 CLB。只要飞机是按照飞行计划飞行就推荐一直使用该方式。

选择

AP/FD 的选择爬升方式是 OP CLB，V/S 和 EXPED（如安装）。

OP CLB 用于 ATC 雷达引导,或允许飞机爬升到一个指定的高度层,而中间没有任何高度限制.

使用较小的 V/S 爬升率，例如小于 1000 英尺/分钟，适合较小的高度改变，它使引导较为柔和并且推力改变较小。

在飞机较为繁忙的空域,使用使用较小的 VS 爬升率可以减少不必要的 TCAS 警告。

如果机组选择的爬升率较大，由于性能的原因,飞机可能在最大爬升推力下,也不能在保持目标速度的同时满足此较大的爬升率.此种情况下,AP/FD 引导飞机保持目标 V/S，A/THR 指令最大爬升推力来保持目标速度；但飞机仍然会减速,而且速度可能会减小到 VLS。当速度达到 VLS 时，AP/FD 转换成 OP CLM,飞机加速到起始目标速度。

机组使用 V/S 的时候,要格外注意速度趋势，因为 V/S 保持优先于速度保持。

EXPED 方式（如安装）是使用最大爬升梯度爬升。此时的目标速度为绿点速度，在 FL250 以上应避免使用。

机组需要注意的是 MCDU 飞行计划页面的高度限制仅在管理爬升时遵循，即在 FMA 显示 CLB 时，其他的任何垂直方式都不考虑高度限制。

一个可能的情况是，FCU 上调的高度高于高度限制，而飞行员在低于高度限制时选择 V/S 来避免不必要的 TCAS TA，则飞机不再受高度限制的影响。

Mod26497

AP/FD 爬升方式是以下任意一种

- 管理
- 选择

管理

AP/FD 的管理爬升方式是 CLB。只要飞机是按照飞行计划飞行就推荐一直使用该方式。

选择

AP/FD 的选择爬升方式是 OP CLB，VS 和 EXPED（如安装）。

OP CLB 用于 ATC 雷达引导，或允许飞机爬升到一个指定的高度层,而中间没有任何高度限制.

使用较小的爬升率，例如小于 1000 英尺/分钟，适合较小的高度改变，它使引导较为柔和并且推力改变较小。

在飞机较为繁忙的空域，使用较小的爬升率可以减少不必要的 TCAS 警告。

如果机组选择的爬升率较大，由于性能的原因,飞机可能在最大爬升推力下,也不能在保持目标速度的同时满足此较大的爬升率.此种情况下,AP/FD 引导飞机保持目标 V/S，A/THR 指令最大爬升推力来保持目标速度；但飞机仍然会减速,而且速度可能会减小到 VLS。。当速度达到 VLS 时，AP 会指令飞机低头来使飞机的速度保持在 VLS,并保持此时的 V/S。

机组使用 V/S 的时候要格外注意速度趋势，因为 V/S 保持优先于速度保持。

EXPED 方式（如安装）是使用最大爬升梯度爬升。此时的目标速度为绿点速度，在 FL250 以上应避免使用。

机组需要注意的是 MCDU 飞行计划页面的高度限制仅在管理爬升时遵循，即在 FMA 显示 CLB 时，其他的任何垂直方式都不考虑高度限制。

一个可能的情况是，FCU 上调的高度高于高度限制，而飞行员在低于高度限制时选择 V/S 来避免不必要的 TCAS TA，则飞机不再受高度限制的影响。

Mod26497 +Mod32600

AP/FD 爬升方式是以下任意一种

- 管理
- 选择

管理

AP/FD 的管理爬升方式是 CLB。只要飞机是按照飞行计划飞行就推荐一直使用该方式。

选择

AP/FD 的选择爬升方式是 OP CLB，V/S 和 EXPED（如安装）。

OP CLB 用于 ATC 雷达引导,或允许飞机爬升到一个指定的高度层,而中间没有任何高度限制.

使用较小的爬升率，例如小于 1000 英尺/分钟，适合较小的高度改变，它使引导较为柔和并且推力改变较小。

在飞机较为繁忙的空域，使用较小的 V/S 爬升率可以减少不必要的 TCAS 警告。

如果机组选择的爬升率较大，由于性能的原因,飞机可能在最大爬升推力下,也不能在保持目标速度的同时满足此较大的爬升率.此种情况下,AP/FD 引导飞机保持目标 V/S，A/THR 指令最大爬升推力来保持目标速度；但飞机仍然会减速,而且速度可能会减小到 VLS。。当速度达到 VLS 时，AP 会指令飞机低头来使飞机的速度保持在 VLS,并保持此时的 V/S。同时会有 3 声“click”声。

机组使用 V/S 的时候要格外注意速度趋势，因为 V/S 保持优先于速度保持。

EXPED 方式（如安装）是使用最大爬升梯度爬升。此时的目标速度为绿点速度，在 FL250 以上应避免使用。

机组需要注意的是 MCDU 飞行计划页面的高度限制仅在管理爬升时遵循，即在 FMA 显示 CLB 时，其他的任何垂直方式不考虑受高度限制。

一个可能的情况是，FCU 上调的高度高于高度限制，而飞行员在低于高度限制时选择 V/S 来避免不必要的 TCAS TA，则飞机不再受高度限制的影响.

速度考虑

爬升速度是以下任意一种

- 管理的
- 选择的

管理的

管理的爬升速度由 FMGS 计算，因为考虑了重量、实际风和预测风、ISA 偏差和成本指数（CI）等因素，所以能够提供最经济的爬升剖面。管理的爬升速度还考虑了所有的速度限制，如 10000 英尺以下默认的速度限制 250 海里。

选择的

如果有必要，可以在起飞前 MCDU 性能爬升页面预选爬升速度,或在 FCU 按需选择爬升速度。

在地面起飞前，增速高度的目标速度可在 MCDU 性能爬升页面预选。该做法用于飞行计划中起飞后有大角度的转弯，需要大爬升角爬升或受 ATC 指令限制时。

离地后，可在 FCU 上选择速度来获得最大爬升率或最大爬升梯度。

达到最大爬升率的速度，即在最短时间内爬升到指定的高度，介于经济爬升速度和绿点速度之间。由于 PFD 上没有该速度显示，所以一般推荐使用颠簸速度来达到最大爬升率。

达到最大爬升梯度的速度，即在最短距离内爬升到指定地高度，为绿点速度。在 MCDU 性能爬升页面显示使用绿点速度爬升到达指定高度所需的时间和距离。要避免在高高度，尤其是大重量的情况下减速到绿点速度，因为再次增速到经济马赫数需要很长时间。

飞行员应该注意，选择并使用低于绿点速度的速度是可能的，但这样做对操作没有任何好处。

当使用了选择的速度时，飞行计划页的预测假定飞机一直使用此速度，直到计划中有速度的修改。例如 250 节/10000 英尺，则认为 10000 英尺后飞机恢复管理速度。在此基础上，FM 的预测才有意义。

如果在较低的高度选择了 IAS，穿越一个指定高度时会自动转换为马赫数。

总之，由于选择的速度不能提供最佳爬升剖面，它应该只在操作需要时才使用，如 ATC 或天气限制。

垂直性能预测

MCDU 进程页面提供了 MAX REC ALT 和 OPT ALT 信息(参见巡航章节)该信息用于快速回答 ATC 的问题“你能爬升到 XXX 高度层吗？”

MCDU 性能爬升页面提供了使用 CLB 方式，爬升到指定高度层的时间和距离。该高度层的默认值为 FCU 的目标高度，也可以用人工输入。ND 上的高度改平箭头→，使用的是当前 AP 接通的方式进行预测。该信息可用于快速回答 ATC 的下列问题:“你可以在 ZZZ 航路点前达到 XXXX 高度层吗？”

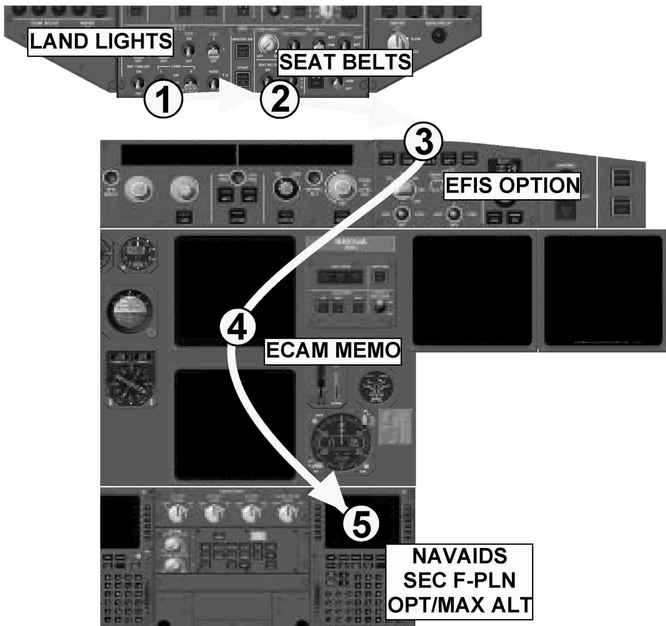
若 ATC 的问题是“你可以在 ZZZ 航路点 10 海里前达到 XXX 高度层吗？”则机组可以使用输入 PD，如 ZZZ-10 航路点，进行预测。

水平导航

如果飞机按照计划的 SID 飞行，AP/FD 方式为 NAV。如果 ATC 雷达引导，应使用 HDG 方式，直到 ATC 指令恢复按 SID 飞行，或指挥直飞某一航路点。无论哪种情况，机组都应确认航路点是否进行了正确的的自动更新。

机组应该清楚，使用 HDG 方式，例如跟随 ATC 雷达引导时，CLB 方式转换为 OP CLB，MCDU 飞行计划页面的高度限制不再遵守，除非在 FCU 上选择了此高度限制。

10000 英尺流程



EFIS 选型：

PF 选择 MORA 的高度限制

PNF 选择 ARPT

前言

标准

达到 MCDU 进程页上的巡航高度层后，巡航马赫数变为目标速度，巡航燃油消耗被优化。

MOD24035 或 24160 或 24211

达到巡航高度后，在 FMA 上显示 ALT CRZ. 巡航马赫数变为目标速度，巡航燃油消耗被优化。

FMS 的使用

标准或 MOD(31896+32332)或（31897+32333）

巡航高度层

如果许可的巡航高度低于预先计划的巡航高度(显示在 MCDU 进程页面上)，巡航马赫数不会作为目标速度变为现用，机组要相应的更新 MCDU 进程页面上的巡航高度层。

在巡航高度时，AP 对高度的控制是'软性'控制。也就是说 AP 允许在巡航高度层上下有小范围的高度变化（一般+/-50 英尺），从而保持巡航马赫数而不必调整推力。这样可以节约巡航燃油。

风和温度

在达到巡航高度后，机组要检查输入的风和温度是否准确，水平和垂直飞行计划与 CFP（计算机飞行计划）一致。当风值出现 30 度或 30 海里的差异，温度出现 5 度的差异时，在相应的航路点输入该值。这样可以保证 FMS 燃油和时间预测尽可能的准确。

MOD31896 或 31897

巡航高度层

如果许可的巡航高度低于预先计划的巡航高度(显示在 MCDU 进程页面上)，巡航马赫数不会作为目标速度变为现用，机组要相应的更新 MCDU 进程页面上的巡航高度层。

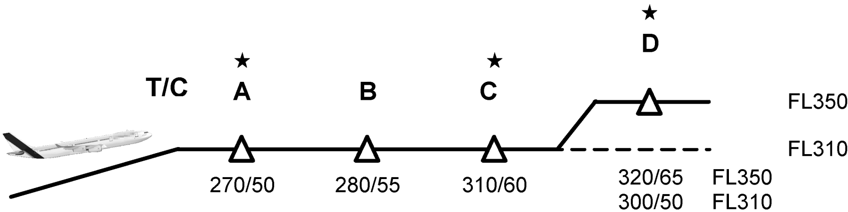
在巡航高度时，AP 对高度的控制是‘软性’控制。也就是说 AP 允许在巡航高度层上下有小范围的高度变化（一般+/-50 英尺），从而保持巡航马赫数而不必调整推力。这样可以节约巡航燃油。

风和温度

在达到巡航高度后，机组要检查输入的风和温度是否准确，水平和垂直飞行计划与 CFP（计算机飞行计划）一致。当风值出现 30° 或 30 海里的差异，温度出现 5 度的差异时，在相应的航路点输入该值。这种输入越多越好，以反映实际的风和温度剖面。这样可以保证 FMS 燃油和时间预测尽可能的准确，并提供准确的最佳高度层的计算。

梯度爬升

如果在飞行计划中有梯度爬升，机组要保证在起始高度层和梯度爬升高度层的第一个航路点正确输入风（下图中的 D）



★ are the points where an entry shall be done.

如果在 D 点，CFP 提供的是 FL350 而不是 FL310 的风，推荐在 FL310 输入和 FL350 相同的风。这是由于风的传播特性，它可能会影响最佳飞行高度层的计算。

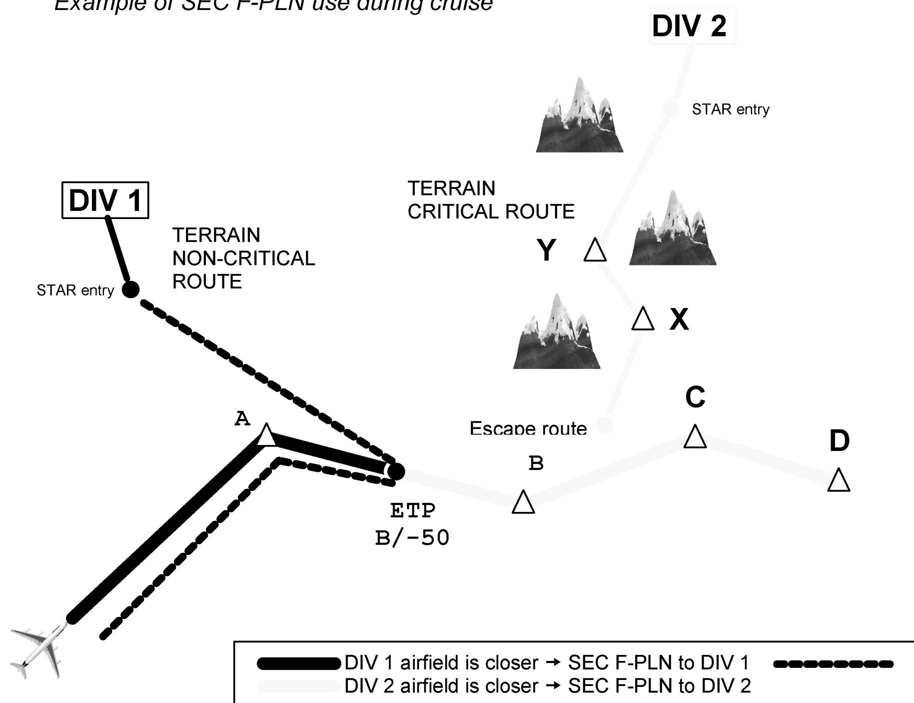
ETP（等时点）

ETP 功能可以帮助机组在航路上需要改航时做出决断。在 ETP 页输入合适的两个机场，FMS 会计算相应的 ETP。每一次 ETP 的时间飞过以后，机组应该输入下一个合适的备降机场。

备用飞行计划（SEC F-PLN）是一个有用的工具，要有效地使用它。应该把 ETP 输入到备用飞行计划（SEC F-PLN）中作为一个 PD（位置/距离）点，并且要完成到备降场的航路。通过输入可能的航路备降计划，可以在出现故障的时候，减少机组的工作负担。当计划的备降航路需要考虑地形影响时，以上的做法更加有意义。当 ETP 更新以后，机组应：

- 进入 ETP 页面
- 输入下一个适用的备降场及相关的风
- 得出新的 ETP 点
- 输入新的 ETP 作为一个 PD（位置/距离）点
- 在备用飞行计划（SEC F-PLN）上复制现用的飞行计划
- 在备用飞行计划（SEC F-PLN）中，从 ETP 开始输入新的改航计划,到新的目的地机场。

Example of SEC F-PLN use during cruise



可以使用 MCDU 中的数据（DATA）/储存航路功能存储最多五条备降航路。使用 SEC INIT(备用计划起始)提示可以把这些航路输入到备用飞行计划中。此提示仅在删除了 SEC F-PLN(备用飞行计划)后可用。详细信息参见 FCOM 4.04.30。

最近的机场

要进行备降，机组也可以使用 CLOSEST AIRPORT（最近机场）页面，该页面提供从飞机的位置到最近四个机场的有效的燃油/时间预测，以及到机组选择的其他机场的信息。燃油和时间预测会根据飞机和机场之间的平均风值的变化而变化。

FMS 的使用：其他方面

标准

若 ATC 更改航路指令，机组要修改飞行计划。修改后，若安装有打印机，机组可以打印新的飞行计划。

若有天气，机组可以使用 OFFSET（偏置）功能，从 PPOS（当前位置）的水平修正可以获得 OFFSET 功能。机组确定避开天气需要的海里数，在 ATC 批准后，机组可以输入该偏置。

MOD31896 或 31897

若 ATC 要求位置报告，机组可以使用 REPORT 页，该页可以通过 PROG 页进入。

若 ATC 更改航路指令，机组要修改飞行计划。修改后，若安装有打印机，机组可以打印新的飞行计划。

若 ATC 要求在某个经向线上报告，机组可以使用 FIX INFO 页面，在计划页面 PPOS 的水平修改进入。

若 ATC 要求在某个时间报告，机组可以插入一个时间标记假定航路点。

若有天气，机组可以使用 OFFSET（偏置）功能，从 PPOS（当前位置）的水平修正可以获得 OFFSET 功能。机组确定避开天气需要的海里数，在 ATC 批准后，机组可以输入该偏置。

若 ATC 给一个直飞（DIR TO）到一个离当前位置很远的航路点的指令，机组可以使用正切（ABEAM）功能。使用此功能使机组能够更好地定向，同时仍然能够使用先前输入的风。

MOD:32401 或 32402 或 32475 或 32929 或（31896+32402）或（31897+32401）或（31896+32332+32475）或（31897+32333+32929）

若 ATC 更改航路指令，机组要修改飞行计划。修改后，若安装有打印机，机组可以打印新的飞行计划。

若有天气，机组可以使用 OFFSET（偏置）功能，从 PPOS（当前位置）的水平修正可以获得 OFFSET 功能。机组确定避开天气需要的海里数，在 ATC 批准后，机组可以输入该偏置。

若 ATC 给一个直飞（DIR TO）到一个离当前位置很远的航路点的指令，机组可以使用正切（ABEAM）功能。使用此功能使机组能够更好地定向，同时仍然能够使用先前输入的风。

成本指数

成本指数（CI）将和成本相关的燃油和时间之间的关系考虑进去，目的是使航程成本最小化。航空公司根据每一航段计算出成本指数。从一个运营的角度来看，成本指数影响到速度（经济速度/马赫数）和巡航高度（最佳高度）。成本指数=0 对应最大的航程，而成本指数=999 对应最少的时间。

成本指数是一个战略参数，应用到整个飞行当中。但在飞行中，由于实际的战略运行原因，机组可以对成本指数进行修改。例如，若机组需要减小整个飞行的速度，以遵循宵禁令要求或燃油管理要求（XTRA 接近 0），则应当减小成本指数。

备用飞行计划可以用来检查和新成本指数相关的预测。若符合要求，机组修改主飞行计划中的成本指数。不过机组应该知道对成本指数的任何修改都会影响到航程成本。

速度考虑

标准

巡航速度可以为以下任一速度:

· 管理速度
· 选择速度

管理速度

达到巡航高度之后，自动推力（A/THR）在速度/马赫（SPEED/MACH）方式工作。最佳巡航马赫数被自动选择作为目标速度。它的值根据下面因素得出:

· .成本指数
· .巡航飞行高度层
· .温度偏差
· .重量
· .顶风分量

机组应该知道，最佳马赫数会依据上面的参数进行变化，例如，它会随顶风的增大而增大，例如，+50 节的顶风等于+0.01 马赫。

选择速度

若 ATC 要求特别的巡航速度，或需要穿越颠簸，飞行员应在 FCU 上选择巡航速度。FMS 预测会使用此速度相应进行更新，直到到达下一个梯度爬升或下降顶点，在那重新使用管理的速度。因此，FMS 的预测是真实可靠的。

在高高度，速度不应减小低于绿点（GREEN DOT），低于绿点会产生一种无法保持速度和/或高度的状态，因为那样增加的阻力可能会超过可用的推力。

MOD24309 或(24309+31896+32332)或（24309+31897+32333）

巡航速度可以为以下任一速度:

· 管理速度
· 选择速度

管理速度

达到巡航高度后，自动推力（A/THR）在速度/马赫（SPEED/MACH）方式工作。最佳巡航马赫数被自动选择作为目标速度。它的值根据下面因素得出:

· 成本指数
· 巡航飞行高度层
· 温度偏差
· 重量
· 顶风分量

机组应该知道，最佳马赫数会依据上面的参数进行变化，例如，它会随顶风的增大而增大，例如，+50 节的顶风等于+0.01 马赫。

若 ATC 要求以特定时间飞越一个航路点，机组可以在该航路点上做一个垂直修正，然后输入一个时间限制。这会对管理马赫数进行相应的修改以满足此限制。若可以在一个允许范围内符合限制要求，则在 MCDU 上显示一个洋红色的星号；若不能满足限制要求，则会显示一个琥珀色星号。一旦飞过限制航路点，恢复经济马赫数。

选择速度

若 ATC 要求特别的巡航速度，或需要穿越颠簸，飞行员应在 FCU 上选择巡航速度。FMS 预测会使用此速度相应进行更新，直到到达下一个梯度爬升或下降顶点，在那重新使用管理的速度。因此，FMS 的预测是真实可靠的。

在高高度，速度不应减小低于绿点（GREEN DOT），低于绿点会产生一种无法保持速度和/或高度的状态，因为那样增加的阻力可能会超过可用的推力。

高度考虑

MCDU 进程页面显示:

· 最大高度层（REC MAX FL）
· 最佳高度层（OPT FL）

推荐最大高度层（REC MAX FL）

推荐最大高度层（REC MAX FL）反映当前发动机和机翼的性能，但并不考虑到成本的影响。它提供 0.3g 的抖杆裕度。若机组在 MCDU 中输入一个高于推荐最大高度层（REC MAX）的高度层，仅当其可以提供超过 0.2g 的抖杆裕度时可以接受。否则该输入被拒绝，并且在 MCDU 草稿行上显示“CRZ ABOVE MAX FL”（“在最大高度层以上巡航”）信息。除非有特别极端的运行限制，例如，接受一个高于推荐最大高度层（REC MAX）的巡航高度或在相当长一段时间中保持在一个相当低的高度上，否则都应该将推荐最大高度层（REC MAX）认为是巡航限制高度的上界。

最佳高度层（OPT FL）

巡航高度为在使用经济马赫进行飞行的时候，在 MCDU 上显示的最佳高度层（OPT FL）是最小成本的巡航高度，在任何可能的时候都应该使用该高度层。重要的是要注意，显示在进程（PROG）页面上的最佳高度层（OPT FL）仅当风和温度剖面已经准确输入后才会有意义。机组应该知道在最佳高度层（OPT FL）之外的高度层上飞行会对航程成本有不利影响。

对每个马赫数，都会有一个不同的最佳高度层（OPT FL）。若出现 FMGS 失效，机组应该参考 FCOM 或 QRH，确定最佳高度层（OPT FL）。FCOM 和 QRH 中仅提供两个不同马赫数的内容。

Mod31896 或 31897

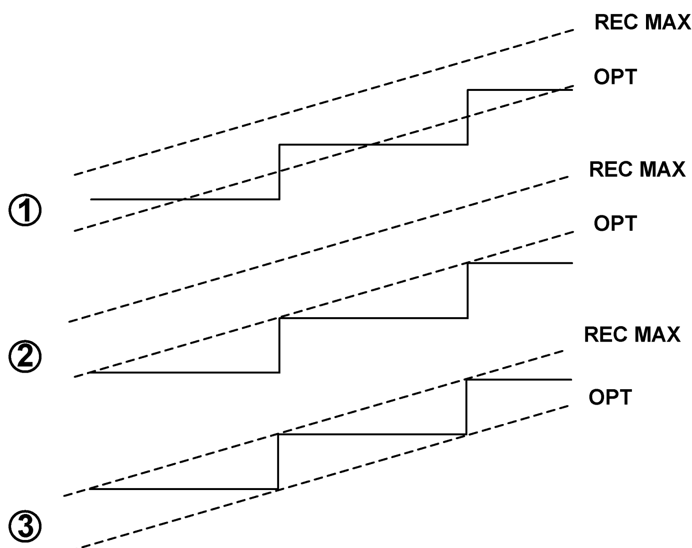
梯度爬升

在飞行过程中由于随着燃油的消耗最佳高度会增加，从成本的角度看，当飞机重量允许的时候，最好爬升到更高的巡航高度。此技巧称为梯度爬升，梯度爬升的最好方法是，首先爬升到最佳高度以上大约 2000 英尺，然后在该飞行高度层上巡航飞行直到低于最佳高度以下大约 4000 英尺。

MCDU STEP ALT（梯度高度）页面可以称为是对 MCDU FPLN（飞行计划）页面或 MCDU PERF CRZ（性能巡航）页面进行了垂直修正。梯度爬升可以计划在某一个航路点(STEP AT)或通过 FMGS（ALT）计算出最佳梯度爬升点。若预测满足时间和燃油节余的要求，也符合 ATC 的要求，机组可将其输入到飞行计划中。

如果垂直风剖面已经正确输入，则 OPT STEP 为精确的。参阅本章的 FMS 使用一节。FCOM 3.05.15 提供了在最佳巡航高度层上评估垂直风剖面的影响的极佳的表格。

在特定航路上，如果完成高度改变比较困难，请求一个高于最佳高度的起始巡航高度可能会更有利些。这会减少被阻止在较低高度，长时间消耗大量燃油的可能性。请求的/批准的巡航高度应与 REC MAX 高度相互比较。机组在接受一个高于最佳高度的高度前，应该考虑预计的飞行条件，例如颠簸、高空风或温度的变化，是否可以持续接受该高度。



上图显示关于最佳高度（OPT）和推荐最大高度层（REC MAX FL）的 3 个梯度爬升方案。方案 1 提供了最佳的航程成本，其次是方案 2，然后是方案 3。

燃油消耗的高度影响

选择的巡航高度通常应该尽可能和最佳高度接近。随着和最佳巡航高度的偏离增大，性能的经济性下降。下面的表格提供不在最佳高度上飞行时平均的指定航程的缩短。

图表

A318-111

最佳高度 +2000 英尺	最佳高度 -2000 英尺	最佳高度 -4000 英尺	最佳高度-6000 英尺
0.7%	1.6%	5%	10%

不在最佳高度上飞行时的指定航程的缩短

A319-132

最佳高度 +2000 英尺	最佳高度 -2000 英尺	最佳高度 -4000 英尺	最佳高度-6000 英尺
1%	3%	7.2%	12.2%

不在最佳高度上飞行时的指定航程的缩短

A320-211

最佳高度 +2000 英尺	最佳高度 -2000 英尺	最佳高度 -4000 英尺	最佳高度-6000 英尺
-	1.1%	4.7%	9.5%

不在最佳高度上飞行时的指定航程的缩短

A320-232

最佳高度 +2000 英尺	最佳高度 -2000 英尺	最佳高度 -4000 英尺	最佳高度-6000 英尺
1.4%	2.1%	6.2%	12%

不在最佳高度上飞行时的指定航程的缩短

A321-112

最佳高度 +2000 英尺	最佳高度 -2000 英尺	最佳高度 -4000 英尺	最佳高度-6000 英尺
2.3%	1.4%	4.6%	15.2%

不在最佳高度上飞行时的指定航程的缩短

燃油监控

从起飞机场到目的地机场的飞行计划燃油消耗，是以一定的假设条件为根据的。这些条件包括总重、巡航高度、飞行航路、温度、巡航风和巡航速度。实际的燃油消耗量应该和飞行计划燃油消耗量相比较，至少每 30 分钟比较一次。

机组应该知道，有许多因素影响到燃油的消耗，例如实际的飞行高度层、巡航速度和非预计的气象条件。这些数据应该在 FMS 中有所反映。

机组必须记住：若

· 计划的和实际的燃油读数之间存在很大的差异，而无任何原因
· 燃油流量过大导致潜在的不平衡
· 不正常的总油量下降（FOB+FU）

这些情况指示燃油可能出现了泄漏，应该使用相关的程序。

燃油温度

燃油冻结是指燃油中形成蜡状结晶并悬挂在其中，当燃油温度低于冰点（JET A1 燃油为-47℃）就会形成冰晶，它会阻止给发动机的正常燃油供应。

正常操作过程中，燃油温度极少会下降到限制温度点。但长时间的巡航飞行会增加燃油温度下降到冰点的潜在可能。燃油温度会缓慢地向大气全温下降。燃油冷却的速度可预计为每小时下降 3℃，在最极端条件下每小时最多可下降 12℃。

若燃油温度接近允许的最低温度，ECAM 会显示一个警诫信息。应该要考虑去获取较高的大气全温：

·要考虑下降高度或改飞到更暖和的气团中。在对流顶层以下，每下降 4000 英尺大气全温增加 7℃。在严重的情况下，可能要求下降到 25000 英尺的较低的高度。

· 增加马赫数也会增加大气全温。每增加 0.01 马赫大气全温增加大约 0.7℃。

在任何情况下，最多可能需要一个小时才会使燃油温度稳定下来。机组应该考虑和以上措施相关的燃油损耗。

进近准备

在下降前大约 15 分钟的时候，应该获得目的地机场最新的气象信息，并且在 FMGS 输入下降和进近程序。在 FMGS 输入过程中，由于主飞的飞行员会低下头，因此不主飞的飞行员不要做操纵飞机以外的事情，这一点是很重要的。若飞行计划根据进场、复飞和备降航路正确输入，则燃油预测是准确的。

按以下顺序准备 FMGS:



飞行计划(F-PLAN)

水平:

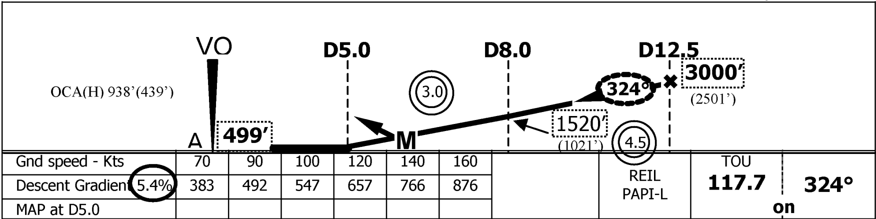
· 着陆跑道、STAR（标准进场）、进近和复飞程序，
· 备降飞行计划。

垂直:

· 高度和速度限制，
· 将 MCDU 上的垂直飞行计划和进近图相互对比。

FROM		NO SEQ →	
	UTC	SPD / ALT	
T-P	1432	161/	3000
	BRG319°	1NM	
CD33R	1435	161/ *	3000
C324°	TRK324°	4 –	3.1
FD33R	1437	161/ *	1520
C324°		3 –	3.1
MD33R	1438	137/	550
C324°		5	
TOU∆	----	---/+	900
DEST	TIME	DIST	EFOB
LFBO33R	1438	8	4.6

Compare **vertical** F-PLN on MCDU with Approach Chart



无线电导航（RAD NAV）

若需要，人工调谐 VOR/DME 和/或 NDB。按需检查 ILS 识别码、频率和目的地机场相关的航道。不建议人工强制输入 ILS 识别码，因为一旦后面出现跑道变更，则不能自动调谐相关的 ILS。

进程（PROG）

按需在 BRG/DIST（方位线/距离）一栏中输入 VOR/DME 或目的地机场的着陆跑道入口。

性能（PERF）

性能进近（PERF APPR）:

· 下降风，
· 目的地机场的天气（QNH，温度和风）
·输入的风值应该为 ATC 或通播提供的平均风值。不要输入阵风值，例如，若风值是 150/20-25，输入较低的风速 150/20（进近中使用管理速度的时候，地速最小功能会应付阵风）。
· 最低高度（II 类或 III 类的决断高度（DH）或其他进近类型的最低下降高（MDA））
· 着陆形态（预计有风切变或在有故障情况）。

性能复飞（PERF GO AROUND）：检查减推力和增速高度。

燃油预测

检查预计的着陆重量、EFOB 和多余的燃油。

备用飞行计划

将可能发生的情况都包含在内，例如跑道的变更，盘旋进近或改飞备降场。

FMGS 输入好以后，不主飞的飞行员应该在进行进近简令前交叉检查输入的信息。

进近简令

进近简令的主要目的是主飞的飞行员告诉不主飞的飞行员他计划的进近飞行。此简令应该是切实可行的，并且和预期的实际天气条件相符。简令应简明，下达的时候要有逻辑。若可能，应该在工作量较小的时候下达简令，以便使机组能够集中注意力到简令的内容上。在此时解决对任何问题的疑惑是非常重要的。

主飞飞行员的简令	相关的交叉检查
飞机类型和技术状态	
NOTAM（航行通告）	
天气 - 收到的情况 - 使用的跑道	
燃油 - 多余燃油	FUEL PRED（燃油预测）页面
下降 - 下降顶点（时间、位置） - MORA、STAR、MSA - 高度和速度限制	飞行计划页面 飞行计划页面
等待（若预期有等待） - 等待航线的进入 - MHA 和最大速度	
进近 - 进近类型 - 高度和 FAF 识别码 - 下降梯度 - MDA/DH - 复飞程序 - 备降场考虑	-性能进近和导航显示 -飞行计划 -PFD/FMA -性能进近 -飞行计划页面 -飞行计划页面
着陆 - 跑道条件，-长度和宽度 - 擦机尾提示 - 使用自动刹车 - 预期的滑行指令	
无线电助航台	无线电导航

前言

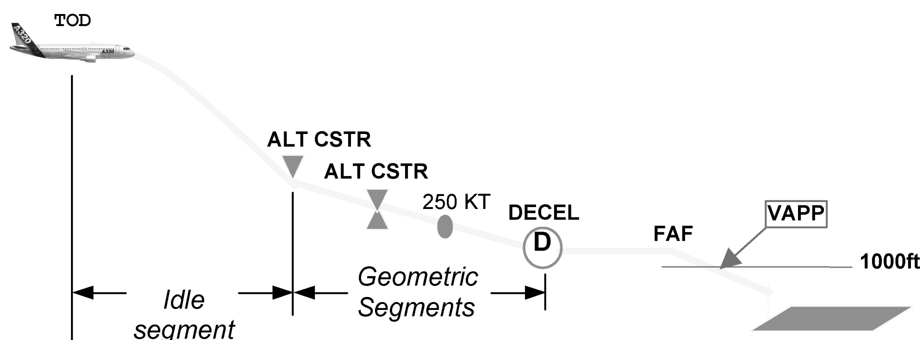
应该由主飞的飞行员按需输入 MCDU PROG（进程）或 PERF（性能）页面（进程页面提供 NAV 方式中的垂直偏差以及 BRG/DIST（方位/距离）信息，PERF DES（性能下降）页面提供到 DES/OP DES（下降/开放下降）方式中输入的任何高度上的预测），而不飞的飞行员输入 MCDU 飞行计划页面。

若要求使用雷达,考虑选择在主飞飞行员一侧的雷达显示,而在不主飞一侧仅选择地形（TERR）。

计算的原理

下降顶点和剖面的计算

FMGS 对下降顶点（TOD）的计算，是从五边上高度 1000 英尺速度为进近速度的位置反向进行计算的。它将所有的下降速度和高度限制都考虑进去，同时假设使用管理速度。下降的第一段会一直是慢车推力阶段，直到达到第一个高度限制点。后面的阶段将会是几何图形阶段，例如，会以一个特定的角度进行下降飞行，并考虑到所有的限制。若 STAR（标准进场程序）包括等待航线，则在下降顶点或燃油计算时不考虑在内。在 ND 显示上下降顶点显示为一个白色的符号:



Descent path

慢车推力阶段假设使用给定的管理速度和比慢车推力稍大一点的推力进行飞行。这样就可以有一些灵活性，即使飞机使用发动机防冰或风向风速变化的时候也可以保持飞机在下降的轨迹上。这解释了 FMA 上显示的 THR DES 的工作方式。

只要飞行计划一直到进近都准确的输入，FMS 计算的下降顶点是相当可靠的。

管理的下降速度剖面

管理速度等于:

· 经济速度（该速度可能在性能下降页面上输入，下降阶段前已经被机组修改），或
· 速度限制（适用的时候）

引导和监控

介绍

要进行下降，机组可使用管理下降方式（DES）或选择下降方式（OP DES 或 V/S）。两种下降方式中均可以使用选择速度或管理速度。

下降方式和监控方法是联系在一起的。

只要飞机沿着水平飞行计划飞行，管理下降（DES）方式引导飞机沿着 FMS 预先计算好的下降剖面飞行：即，若 NAV 方式接通，DES 方式可用。

总的来说，当使用 DES 方式的时候，有三种方法可以对下降进行监控，使用 PFD 上叫 YOYO 的 VDEV（垂直偏差），或其进程页面上的数字值，以及导航显示上的改平箭头。

当选择航向（HDG）方式时，或忽略高度限制（ALT CSTR）,或有其他实际目的的时候，使用开放下降（OP DES）或 V/S 方式。

当使用开放下降（OP DES）或 V/S 方式时，下降的监控通过能量圈（若使用 HDG/TRK 方式，显示从当前位置进行下降、减速和着陆所需的距离）或导航显示上的改平箭头进行。当飞机和水平飞行计划（小的交叉航迹）距离不远时，PFD 上的 YOYO 也是一个不错的指示。

管理下降方式

从高高度开始的管理下降剖面大约为 2.5°。

由于需要到接地点的距离预测以进行下降剖面监控，确保 MCDU 飞行计划页面能反应预期的进近航路这一点就很重要。下降剖面中出现的计算错误通常是由于 MCDU 中不正确的航路输入或飞行计划航路点没有更新，使得给出的到接地点的距离不对而导致的。

下降开始

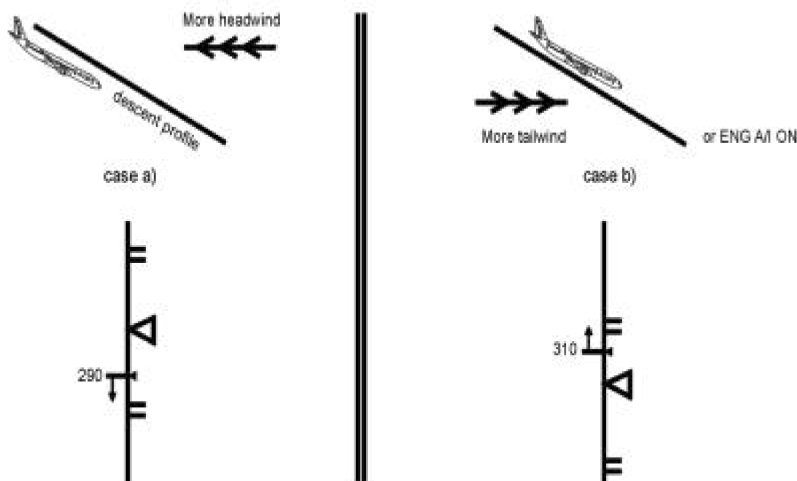
要进行管理下降，飞行员在 FCU 上调好 ATC 指令高度，然后按压高度选择。DES 方式接通并显示在 FMA 上。若 ATC 提前要求下降，DES 方式会给一个 1000 英尺/分钟的下降率，直到截获计算的剖面。

为了避免高于计算的下降轨迹，最好在计算的下降顶点前几海里按压 FCU 上的高度选择。此方法可以保证飞机有控制的进入下降，特别是在巡航马赫数大或高空风很大的时候更加有用。

若延迟进行下降，在 PFD 上显示白色的信息 DECELERATE（减速），该信息在 MCDU 上显示为琥珀色。应该向绿点减速，在获得下降许可后，按压高度选择以 DES 方式下降，按压速度选择管理速度。在下降前减速，可以使飞机随着速度向管理下降速度增加而更快地回到计算的剖面上。

下降剖面

当使用管理速度进行下降时，AP/FD 引导飞机沿着预先计算好的下降轨迹飞行，该下降轨迹由许多因素决定，例如高度限制、风和下降速度。然而，由于实际情况可能和这些计划的不一样，DES（下降）方式使用一个管理目标速度上下 20 海里的速度进行飞行，以保持该下降轨迹。



- Managed descent: speed target range principle -

若飞机逐渐高于计算的下降轨迹：

· 速度会向速度范围的上限增加，使飞机以慢车推力保持在轨迹上。

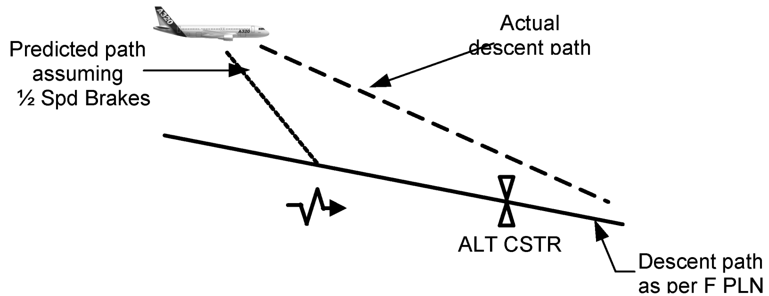
· 若速度达到上限，保持油门慢车（THR IDLE），但由于自动驾驶不会允许速度继续增加，因而垂直偏差（VDEV）会缓慢增加。

· 在 ND 下降航迹上显示一个轨迹切入点，它假设放出一半的减速板。

· 若没有放出减速板，切入点会往前移动。若其接近一个高度限制航路点，根据 FMGS 标准的不同，在 PFD 和 MCDU 上会显示不同的信息 AIR BRAKE 或 MORE DRAG。

此技术使得尽少使用减速板的同时满足高度限制的要求。

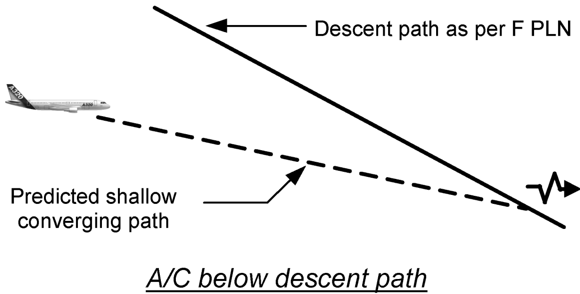
重新获得下降剖面后，应该收回减速板，防止自动油门因为减速板增加推力。若减速板没有收回，ECAM 备忘录上的 SPD BRAKE(减速板)信息变成琥珀色，并且在 PFD 上显示白色的 RETRACT SPEEDBRAKES（收上减速板）信息。



A/C above descent path

若飞机逐渐低于计算的下降轨迹：

速度会在慢车推力的情况下向速度范围的下限减速。当速度达到速度下限时，自动油门转换到 SPEED/MACH（速度/马赫）方式并加油门以此较低的速度保持该下降轨迹。在 ND 上会显示轨迹切入点，指示在此会重新截获下降剖面。



A/C below descent path

若使用选择的速度：

下降剖面保持不变。由于选择的速度和预先计算下降剖面时考虑的速度可能不一样，并且没有应用速度偏离范围，飞机可能会偏离下降剖面，例如，若飞行员选择了 275 节的速度，而预先计算下降剖面假设使用 300 节的管理速度，则垂直偏差增加。

选择的下降

有两种方式可以用于选择下降的飞行，即 OP DES 和 V/S。这些方式在飞行员有目的的干预时使用。

在 DES 方式时，当飞行员选择 HDG 或 TRK 方式时自动转换为 V/S 方式。另外，在 HDG 或 TRK 方式中，只有 V/S 和 OP DES 两种方式可用于下降。

要开始一个选择的下降，飞行员应该在 FCU 上调定 ATC 指令的高度，然后拉出高度选择。OP DES 方式接通并显示在 FMA 上。在 OP DES 方式中，自动油门指令 THR IDLE（油门慢车）并且速度由 THS（可调整的水平安定面）来控制。

速度可以是管理速度或选择速度。在管理速度的时候，下降速度仅显示为洋红色目标速度，由于预先计算的飞行剖面不再适用，所以不再有速度目标范围。

AP/FD（自动驾驶/飞行指引仪）不考虑 MCDU 中的任何下降高度限制，一直下降到 FCU 上选择的高度。

若机组希望使下降轨迹变的更陡，可以使用 OP DES 方式，选择一个更大的速度。减速板对增大下降率非常有效，但由于 VLS 有一定的增量，在高高度的时候要谨慎使用。

若机组希望使下降轨迹变缓，可使用 V/S 方式。自动油门转换到速度（SPEED）方式。在这种构型中，不建议使用减速板进行减速，因为这样会导致推力增加来保持速度。

方式转换

标准或 MOD(26497+28290)

若选择了一个较大的 V/S，自动驾驶会使飞机下俯以保持目标 V/S 飞行。此时，飞机速度会增加，虽然自动油门指令慢车推力以试图保持速度。当空速接近 VMO 或 VFE 的时候，下降模式转换为 OP DES 以重新获得起始目标速度。

MOD26497

若选择了一个较大的 V/S，自动驾驶会使飞机下俯以保持目标 V/S 飞行。此时，飞机速度会增加，虽然自动油门指令慢车推力以试图保持速度。当空速接近 VMO 或 VFE 的时候，自动驾驶会指令飞机上仰，以保持一个新的 V/S 飞行，此 V/S 使飞机在慢车推力下，速度不会超过 VMO 或 VFE。

下降限制

标准

航路中可能会自动包含下降限制作为进场程序的一部分,或者通过 MCDU 飞行计划页面人工输入下降限制。只要使用 DES 方式，飞机就会试图满足这些条件。

机组应该知道，ATC 的直飞指令会自动取消从飞行计划中删除的航路点上的速度/高度限制。

在选择 HDG 方式之后，DES 方式会自动转换为 V/S 方式，并且不再考虑高度限制。

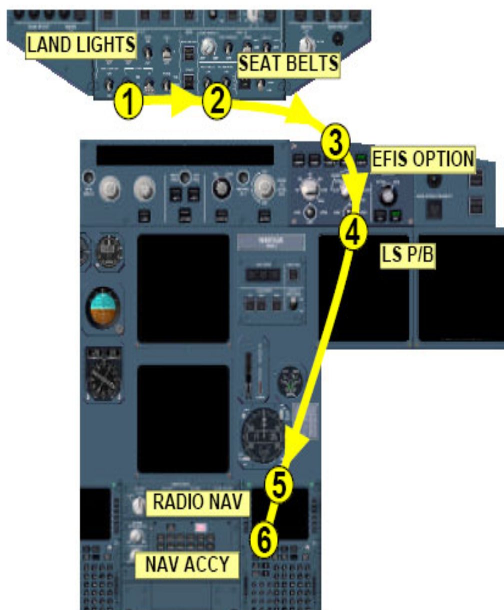
MOD:32401 或 32402 或 32475 或 32929 或 31896 或 31897 或（31896+32402）或（31897+32401）（31896+32332+32475）或（31897+32333+32929）

航路中可能会自动包含下降限制作为进场程序的一部分,或者通过 MCDU 飞行计划页面人工输入下降限制。只要使用 DES 方式，飞机就会试图满足这些条件。

机组应该知道，ATC 的直飞指令会自动取消从飞行计划中删除的航路点上的速度/高度限制。然而，若中间航路点有相关的例如地形越障要求，则带正切（ABEAMS）的直飞（DIR TO）可能会是一个恰当的选择，因为限制可以按需重新加到这些航路点上。

在选择 HDG 方式之后，DES 方式会自动转换为 V/S 方式，并且不再考虑高度限制。

10000 英尺动作流程



前言

当预期要进行等待的时候，最好保持巡航高度并在获得 ATC 许可时减速到绿点速度，以尽量减少等待需要。一般来说，减速 0.05 马赫飞行一小时相当于 4 分钟的等待。但其他的操作限制可能使此方法并不可行。

可以在飞行计划中任何点上输入等待航线，也可以包含为 STAR（标准进场）的一部分。在任何情况下，机组都可以修改等待航线。

等待速度和形态

若要进行等待飞行，只要 NAV 方式接通并且速度是管理速度，会出现自动减速，使得在进入等待航线的时候减速到绿点速度。绿点速度大约相当于最佳升力和阻力的比值，并提供最低的小时燃油消耗。

若绿点速度大于 ICAO 或公布的最大等待速度，在 20000 英尺以下时机组应该选择襟翼 1，并以 S 速度飞行。当以光洁形态和绿点速度以外的形态和速度进行等待时，燃油消耗会增加。

在等待航线中

由于 FMGS 不知道需要飞多少个等待航线，因此在下降航径的计算中不包含等待航线。当飞越等待定位点时，FMGS 假设只有一个等待航线并相应更新预测。一旦在等待航线中，VDEV（垂直偏差）会指示当前飞机高度和飞机飞过退出定位点回到下降剖面所应在高度之间的垂直偏差。

在等待航线中，DES 方式引导飞机以-1000 英尺/分钟速率下降直到达到指令的高度或高度限制。

在等待航线中，LAST EXIT UTC/FUEL（最后退出的世界协调时/燃油）信息显示在 MCDU 等待页面。这些预测以 MCDU FUEL PRED 页面上预先输入的燃油政策为基础，没有多余燃油，并假设飞机会改飞至备降场。机组应该知道此信息的计算建立在如下定义的假设之上，例如:

- 飞机重量等于到主目的地机场的着陆重量
- 若到备降场的距离不到 200 海里，飞行高度为 FL220，否则为 FL310,飞行速度为最大远程巡航速度。
- 恒定的风向风速（同备降场 DES WIND 页面的输入一样）。
- 恒定的 ISA 差值（等于主目的地机场的 ISA 差值）.
- 公司航路的航路距离，否则是直线距离。

备降机场的修改可以进入 MCDU ALTN 机场页面,在目的地机场进行水平修改。

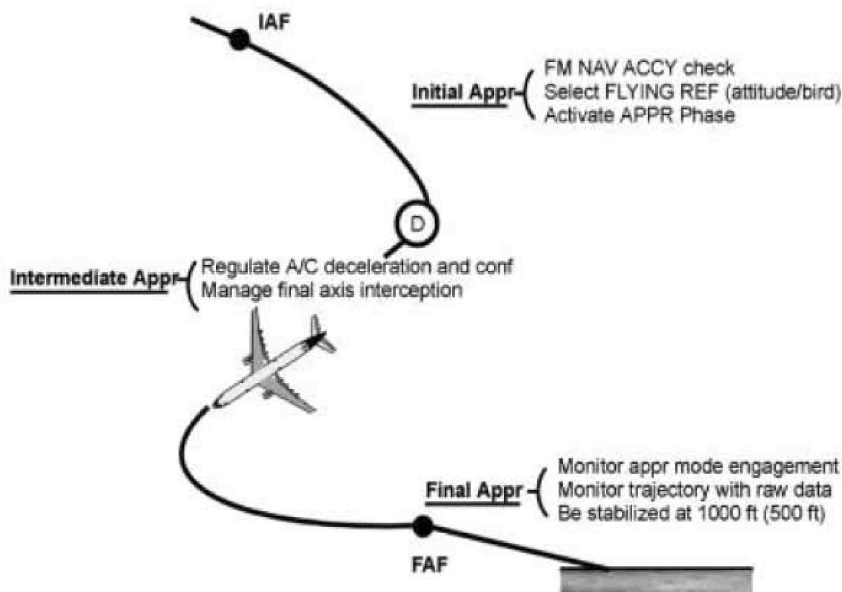
要退出等待航线，机组应选择:

- IMM EXIT（飞机会立即返回到等待定位点，退出等待航线并恢复其原先的导航）或
- HDG ，如果雷达引导
- DIR TO ，若指挥直飞一个航路点

前言

本节内容为适用于所有进近类型的常用信息。适用特殊进近类型的技术将包含在专门的章节中。

所有的进近都分为三个部分（起始、中间和最后），在每个部分无论是哪一类进近都必须完成不同的训练。



起始进近

FMS1

导航精度

在进行任何进近前，都要进行导航精度检查。然而在安装 GPS 的飞机上，只要 GPS PRIMARY 可用，就不需要进行导航精度检查。

若没有 GPS PRIMARY 或没有安装 GPS，则必须检查导航精度。导航精度决定机组使用的 AP 方式,该方式显示在 ND 上.

飞行基准

建议在 ILS 进近时使用 FD 指令杆，在非精密和盘旋进近等进近时使用 FPD 或“小鸟”。

启动进近

进近阶段的启动会使速度开始向 VAPP 或 FAF 上输入的速度限制减速。

在 NAV 方式使用管理速度时，飞过减速虚拟航路点后进近阶段自动启动。若需要提前减速，可以在 MCDU PERF APPR 页面人工启动,进近启动后，洋红色目标速度变成 VAPP。

在 HDG 方式，例如在雷达引导的时候，机组要人工启动进近。

有两种进近技术:

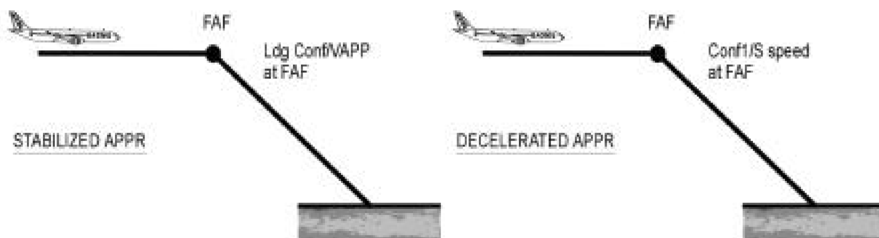
- 减速进近
- 稳定进近

减速进近

此技术所指的是飞机在 1000 英尺完成着陆形态并保持稳定的 Vapp，在大多数情况下,这相当于飞机在 FAF 时保持形态 1，速度为 S 速度。这是 ILS 进近的首选技术。减速虚拟航路点假设使用减速进近技术。

稳定进近

此技术所指的是飞机在 FAF 完成着陆形态并保持稳定 Vapp 所进行的进近。此技术建议用于非精密进近。要获得一个有用的减速虚拟航路点并确保及时的减速，飞行员应该把 Vapp 输入 FAF 作为速度限制。



飞行计划的更新

在 NAV 方式，飞行计划会自动进行更新。在 HDG/TRK 方式，仅在飞机靠近计划航路飞行的时候航路点会自动更新。正确的飞行计划更新对于确保在复飞的时候有复飞航路可用非常重要。监控飞行计划是否正确更新，一个良好提示是 ND 右上角显示的 TO 航路点，它应该显示的是正确的下一个待飞航路点。

若是雷达引导并且没有出现航路点的自动更新，通过删除飞行计划页面上的 FROM（已飞）航路点，直到 ND 上显示下一个可能要飞越的航路点为 TO WPT，来对飞行计划进行更新。

FMS2

导航精度

在进行任何进近前，要进行导航精度检查。然而在安装 GPS 的飞机上，只要 GPS PRIMARY 可用，不需要进行导航精度检查。

若没有 GPS PRIMARY 或没有安装 GPS，则必须检查导航精度。导航精度决定机组使用的 AP 方式,该方式显示在 ND 上.

飞行基准

建议在 ILS 进近时使用 FD 指令杆，在非精密和盘旋进近等进近时使用 FPD 或“小鸟”。

启动进近

进近阶段的启动会使速度开始向 VAPP 或 FAF 上输入的速度限制减速。

在 NAV 方式使用管理速度时，飞过减速虚拟航路点后进近阶段自动启动。若需要提前减速，可以在 MCDU PERF APPR 页面人工启动,进近启动后，洋红色目标速度变成 VAPP。

在 HDG 方式，例如在雷达引导的时候，机组要人工启动进近。

有两种进近技术:

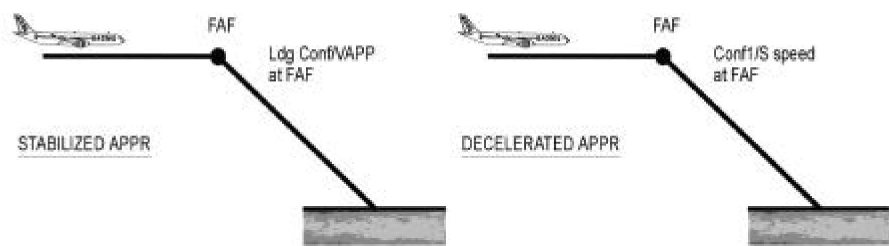
- 减速进近
- 稳定进近

减速进近

此技术所指的是飞机在 1000 英尺完成着陆形态并保持稳定的 Vapp，在大多数情况下,这相当于飞机在 FAF 时保持形态 1，速度为 S 速度。这是 ILS 进近的首选技术。减速虚拟航路点假设使用减速进近技术。

稳定进近

此技术所指的是飞机在 FAF 完成着陆形态并保持稳定 Vapp 所进行的进近。此技术建议用于非精密进近。要获得一个有用的减速虚拟航路点并确保及时的减速，飞行员应该把 Vapp 输入 FAF 作为速度限制。



飞行计划的更新

在 NAV 方式，飞行计划会自动进行更新。在 HDG/TRK 方式，仅在飞机靠近计划航路飞行的时候航路点会自动更新。正确的飞行计划更新，对于确保在复飞的时候有复飞航路可用非常重要。监控飞行计划是否正确更新，一个良好提示是 ND 右上角显示的 TO 航路点，它应该显示的是正确的下一个待飞航路点。

若是雷达引导并且没有出现航路点的自动更新，通过使用 DIR TORADIAL IN 功能或通过删除飞行计划页面上的 FROM（已飞）航路点，直到 ND 上显示下一个可能要飞越的航路点为 TO WPT，来对飞行计划进行更新。

中间进近

标准

中间进近的目的是使飞机在过 FAF 时速度、高度和形态都是合适的。

减速和形态的改变

建议使用管理速度进行进近。进近阶段启动后，当速度大于 VAPP 时，自动油门会引导飞机速度向当前形态的机动速度进行变化，例如形态 0 时为绿点速度，形态 1 时为 S 速度。

要获得恒定的减速并尽量减少推力的变化，当达到下一形态机动速度+10（指示空速必须小于下一形态的 VFE）的时候，机组应放出下一个形态，例如当速度达到绿点速度+10 的时候，机组应该选择形态 1。通过使用此技术，平均的减速率在平飞的时候大约为 10 节/海里。使用减速板的时候，此减速率会增加一倍即 20 节/海里。

若为了遵循 ATC 的指令而使用了选择速度，应该在 FCU 上选择要求的速度。可以选择一个小于当前形态机动速度的速度，只要该速度大于 VLS（最低可选速度）。当 ATC 不再有速度限制的时候，飞行员应该按压 FCU 速度选择以恢复管理速度。

以选择速度进行中间进近飞行的时候，机组应启动进近。这会确保在恢复管理速度的时候进一步恰当的减速；否则飞机会增速到先前使用的下降阶段速度。

在特定的环境下，例如顺风或重量很重的时候，减速率可能不足。在这种情况下，可以放下起落架，速度最好低于 220 节（避免舱门压力过大），并在选择襟翼 2 之前。也可以使用减速板增加减速率，但机组应该知道:

- 使用减速板会使 VLS 增加
- 低速时效果有限
- 当选择形态 3（仅 A321 飞机）或全形态时减速板会自动收上。（不适用于 A318）

切入最后进近航道

要确保飞机柔和的切入最后进近航道，飞机地速应该根据切入角度和到跑道入口的距离视情而定。飞行员应该参考适用的原始数据（LOC，指针），导航显示上的航迹偏离信息 XTK 以及风分量选择适当的指示空速。

若 ATC 提供雷达引导，机组应更新飞行计划，使显示在 ND 右上角的 TO WPT 是合适和有效的。它提供:

- 综合的导航显示
- 水平切入距离（XTK）的提示
- 有效的垂直偏差的指示。
- 并显示复飞航路

建立 LOC 以后，不要使用直飞来更新飞行计划，这样会导致 FMGS 转换到 NAV 方式。出现这种情况，则 LOC 必须重新预位和截获，不必要的增加了工作量。

若 GPS 为 PRIMARY 或若导航精度检查为良好，可以保持 NAV 方式切入最后进近航道。

若 ATC 给出新的着陆风信息，机组应在 MCDU 性能进近页面上对风进行更新。

一旦收到进近许可，机组应在适当的时候按压 APPR 按钮预位进近方式。

MOD:32401 或 32402 或 32475 或 32929 或 31896 或 31897 或（31896+32402）或（31897+32401）（31896+32332+32475）或（31897+32333+32929）

中间进近的目的是使飞机在过 FAF 时速度、高度和形态都是合适的。

减速和构型改变

建议使用管理速度进行进近。进近阶段启动后，当速度大于 VAPP 时，自动油门会引导飞机速度向当前形态的机动速度进行变化，例如形态 0 时为绿点速度，形态 1 时为 S 速度。

要获得恒定的减速并尽量减少推力的变化，当达到下一形态机动速度+10（指示空速必须小于下一形态的 VFE）的时候，机组应放出下一档襟翼，例如当速度达到绿点速度+10 的时候，机组应该选择形态 1。通过使用此技术，平均的减速率在平飞的时候大约为 10 节/海里。使用减速板的时候，此减速率会增加一倍即 20 节/海里。

若为了遵循 ATC 的指令而使用了选择速度，应在 FCU 上选择要求的速度。可以选择一个小于当前形态机动速度的速度，只要该速度大于 VLS（最低可选速度）。当 ATC 不再有速度限制的时候，飞行员应该按压 FCU 速度选择以恢复管理速度。

以选择速度进行中间进近飞行的时候，机组应启动进近。这会确保在恢复管理速度的时候进一步恰当的减速；否则飞机会增速到先前使用的下降阶段速度。

在特定的环境下，例如顺风或重量很重的时候，减速率可能不足。在这种情况下，可以放下起落架，速度最好低于 220 节（避免舱门压力过大），并在选择襟翼 2 之前。也可以使用减速板增加减速率，但机组应该知道:

- 使用减速板会使 VLS 增加
- 低速时效果有限
- 着陆形态时减速板会自动收上。（不适用于 A318）

切入最后进近航道

要确保飞机柔和的切入最后进近航道，飞机地速应该根据切入角度和到跑道入口的距离视情而定。飞行员应该参考适用的原始数据（LOC，指针），导航显示上的航迹偏离信息 XTK 以及风分量选择适当的指示空速。

若 ATC 提供雷达引导，机组应使用 DIR TO RADIAL INBND 功能。它提供:

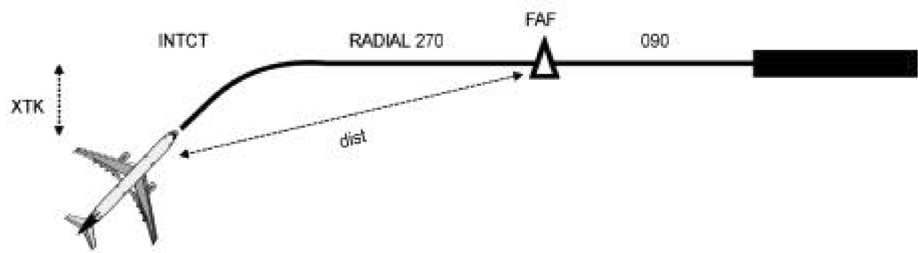
- 恰当的飞行计划更新
- 综合的导航显示
- 水平切入距离 XTK 的显示
- 在合理的距离假设上进行的垂直偏差计算。

然而，要考虑到下面的情况:

- 要在 MCDU 中输入一条径向线。在下面的例子中，最后进近航道为 090，对应的径向线为 270.
- 只要水平方式为 HDG，则不会出现自动减速。

建立 LOC 以后，不要使用直飞来更新飞行计划，这样会导致 FMGS 转换到 NAV 方式。出现这种情况，则 LOC 必须重新预位和截获，不必要的增加了工作量。

若 GPS 为 PRIMARY 或若导航精度检查为良好，可以保持 NAV 方式切入最后进近航道。



若 ATC 给出新的着陆风信息，机组要在 MCDU 性能进近页面上对风进行更新。

一旦收到进近许可，机组应在适当的时候按压 APPR 按钮预位进近方式。

最后进近

最后进近方式接通监控

机组会监控 G/S*接通进行 ILS 进近，FINAL 接通进行全管理的非精密进近（FPA），或在达到 FAF 时选择最后航迹角（FPA）用于选择的非精密进近（FPA）。若方式的截获或接通不正常，飞行员要选择使用恰当的方式或接过操纵人工飞行。

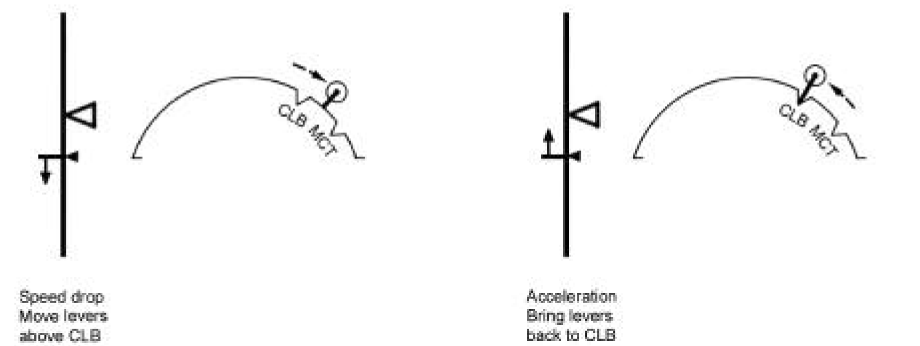
最后进近监控

通过可用的数据对最后进近进行监控。这些数据依赖于进近的类型，并且是导航确度检查的结果。

进近类型	导航精确度	要监控的数据
ILS	-	LOC、GS 偏离，DME 和/或外指（OM）
管理的 NPA	GPS PRIMARY	垂直偏离（VDEV）、XTK 和飞行计划
管理的 NPA	无 GPS PRIMARY	VDEV、XTK、指针、DME 和高度（ALT）
选择的 NPA	精确度检查不好	指针、DME 和高度（ALT）、时间

自动油门的使用

飞行员应该使用自动油门进行进近,因为它可以提供准确的速度控制。飞行员要把手放在油门杆上，作好需要的时候立即反应的准备。若速度由于某种缘故下降低于进近速度很多，飞行员要前推油门杆到超过 CLB 卡位（但要低于 MCT 位）直到速度趋势箭头指示增速，然后收回油门杆到爬升推力。这将使速度尽快得以恢复。



然而飞行员应该记住，当低于 100 英尺离地高度时，前推油门杆超过 CLB（爬升）卡位会使自动油门断开。

在最后进近期间，管理的目标速度在速度刻度表上随着风的变化而移动。飞行员应该通过参考 ND 顶部左侧的地速检查目标速度的合理性。若不满意自动油门的表现，飞行员应该断开自动油门，人工控制推力。

若飞行员要使用人工推力进行着陆，在最后进近 1000 英尺高度时应该断开自动油门。

复飞高度的设置

最后进近建立后，必须在 FCU 上设置复飞高度。G/S 或 FINAL 方式接通后任何时候都可以设置。不过,在进行选择的非精密进近时，例如在使用 FPA 或 V/S 的时候，只能在飞机当前高度低于复飞高度时才能设置复飞高度，以避免不必要的 ALT*（高度保持）。

稳定进近

在以下高度飞机要保持稳定的下降轨迹、形态和速度:

- IMC（仪表气象飞行条件）,最低 1000 英尺离地高度
- VMC（目视气象飞行条件）,最低 500 英尺离地高度

或者按照航空公司规定/条例的限制，否则应该进行复飞。

达到最低高度

最晚在 MDA/DH（最低下降高/决断高度）必须作出着陆或复飞的决断。达到 MDA/DH（最低下降高/决断高度），在 MINIMUM（最低高度）时喊话:

- 若可以保持合适的目视参考并且飞机进近状态稳定，继续进近并着陆
- 若没有，则复飞。

不应该将 MDA/DH（最低下降高/决断高度）在 FCU 上调为目标高度。若在 FCU 上输入 MDA/DH（最低下降高/决断高度），当接近 MDA/DH（最低下降高/决断高度）的时候，会出现不适当的高度保持，导致进近中在关键阶段变得不稳定。

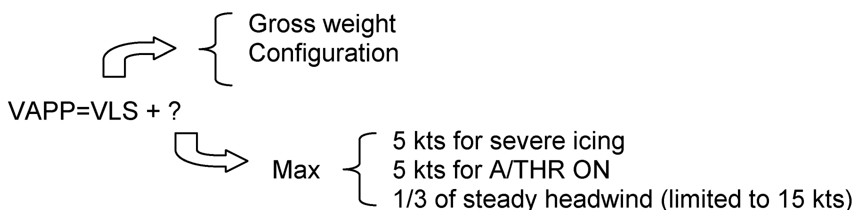
自动驾驶断开

在最后进近过程中自动驾驶接通的情况下，飞机会保持稳定的飞向跑道。因此断开自动驾驶进行人工着陆的时候，飞行员应该避免在侧杆上有过大的操纵量。常见的错误为过早减小偏流角和/或下降低于最后轨迹。

VAPP

标准=MOD(25225+28339)=（31896+32332）=（31897+32333）=（25225+28399+31896+32332）=（25225+28399+31897+32333）或31896=31897=32475=32929+（25225+28399+31896）=（25225+28399+31897）=（25225+28399+32475）=（25225+28399+32929）=（31896+32332+32475）=（31897+32332+32929）

进近速度（VAPP）由机组决定来进行最安全的进近飞行。该速度跟随飞机总重、形态、顶风、自动油门接通/关断、结冰和下冲气流等条件有关。



在大多数情况下，一旦输入了塔台风信息和选择了襟翼 3 或全襟翼着陆形态，FMGC 在 MCDU 性能进近页面上就会提供有效的 VAPP,V_{FMGC}=VLs+5 节+飞行计划中着陆跑道的 1/3 的塔台顶风分量）。

在自动油门关断、无风、无下冲气流并且无结冰的情况下进行着陆，机组可以在 MCDU 进近页面上输入一个较小的 Vapp，最低为 VLS。

飞行员可以在怀疑有较强的下冲气流的时候输入一个较大的 Vapp，但增量限制为不超过 15 节。

机组要记住，在 MCDU 进近页面上输入风值的时候应考虑风向要和跑道方向的基准一样，例如若机场为磁北基准，机组也要输入磁北基准的风值。

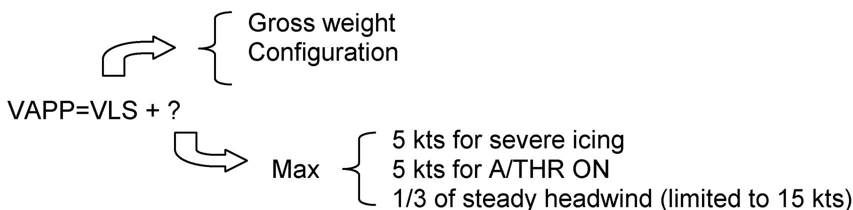
ATIS（通播）和塔台提供的风向和跑道方向的基准是一样的，而 VOLMET、METAR 或 TAF 提供的风值一般都为真北基准。

飞机在巡航或下降阶段的时候，根据预测的着陆重量计算进近速度。一旦启动进近阶段，使用当前的总重计算进近速度。

应该使用管理速度进行最后进近，因为它可以提供最小地速（GS MINI）保护，即使进近速度是人工输入的。

MOD: 22013=24105=25225=(22013+31896+32332)=（22013+31897+32332）=（24105+31896+32332）=（24105+31897+32333）=（25225+231896+32332）或（25225+31897+32333）或（22013+31896）=（22013+31897）=（22013+32475）=（22013+32929）=（24105+31896）=（24105+31897）= （24105+32475）=（24105+32929）=（25225+31896）= （25225+31897）= （25225+32475）= （25225+32929）= （22013+31896+32332+32475）=（22013+31897+32333+32929）=（24105+31896+32332+32475）（24105+31897+32333+32929）= （25225+31896+32332+32475）=（25225+28399+31897+32333+32929）

进近速度（VAPP）由机组决定来进行最安全的进近飞行。该速度跟随飞机总重、构型、顶风、自动油门接通/关断、结冰和下冲气流等条件有关。



在大多数情况下，一旦输入了塔台风信息和选择了襟翼 3 或全襟翼着陆形态，FMGC 在 MCDU 性能进近页面上就会提供有效的 VAPP,($VAPP_{FMGC}$=VLs+5 节或飞行计划中着陆跑道的 1/3 的塔台顶风分量,两者中的较大者).

若在自动油门关断、无风、无下冲气流并且无结冰的情况下进行着陆，机组可以在 MCDU 进近页面上输入一个较小的 Vapp，最低为 VLS。

飞行员可以在怀疑有较强的下冲气流的时候输入一个较大的 Vapp，但增量限制为不超过 15 节。

机组要记住，在 MCDU 进近页面上输入风值的时候应考虑风向要和跑道方向的基准一样，例如若机场为磁北基准，机组也要输入磁北基准的风值。

ATIS（通播）和塔台提供的风向和跑道方向的基准是一样的，而 VOLMET、METAR 或 TAF 提供的风值一般都为真北基准。

飞机在巡航或下降阶段的时候，根据预测的着陆重量计算进近速度。一旦启动进近阶段，使用当前的总重计算进近速度。

应该使用管理速度进行最后进近，因为它可以提供最小地速（GS MINI）保护，即使进近速度是人工输入的。

最小地速

标准或 MOD(31896+32332)或（31897+32333）

目的

最小地速功能的目的是使飞机能量水平保持在最小数值以上，无论风值的变化量或阵风为多少。

这样就可以对阵风或纵向切变风中的推力进行有效的管理。推力以正确的方式进行变化，但在阵风情况下保持在一个较小的范围（15% N1）中，这就解释了为什么在这种状况下建议使用它。

在切变中它提供额外但是合理的安全裕度。

它允许飞行员通过监控目标速度的洋红色游标“了解正在发生的情况”：当目标速度增加=顶风阵风。

计算

此最小的能量水平是指飞机着陆时的能量,它与着陆时遇到的塔台风有关.通过飞机当时的地速来计算，叫最小地速:

最小地速=进近速度 – 塔台顶风风量

为了达到这个目的，在风不断变化的时候，飞机的地速不能减小到低于最小地速。因此飞机的指示空速在进近过程中必须不断对阵风或风的变化作出反应。

为了让飞行员或自动油门可以达到这个目的，FMGS 不断计算指示空速目标速度，确保飞机地速至少等于最小地速；FMGS 使用飞机遇到的即时风的分量:

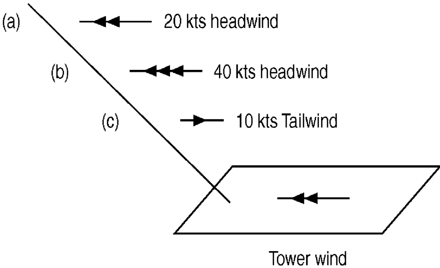
指示空速目标速度 = 最小地速 + 当前顶风的风分量

此目标速度在顺风或即时风小于塔台风的时候受进近速度限制。

Example

VLS=130 kts
Tower wind = 20 kt Head wind

- Vapp=130 +1/3 HW
  = 137 kt
- GS mini= Vapp – HW
  = 117 kt



(a) Current wind = tower wind	(b) Head wind gust	(c) Tailwind gust
Vapp is the IAS target Ground speed = GS mini	The IAS target increases The IAS increases GS mini is maintained Thrust slightly increases	The IAS target decreases (not below Vapp) The IAS decreases GS increases Thrust slightly decreases
140 120 GS 117 GS mini GS	160 140 GS 117 GS mini GS	160 140 GS 147 GS mini GS

MOD31896 或 31897 或 32401 或 32402 或 32929 或 32475 或（31896+32332+32475）或（31897+32333+32929）

目的

最小地速功能的目的是使飞机能量水平保持在最小数值以上，无论风值的变化量或阵风为多少。

这样就可以对阵风或纵向切变风中的推力进行有效的管理。推力以正确的方式进行变化，但在阵风情况下保持在一个较小的范围（15% N1）中，这就解释了为什么在这种状况下建议使用它。

在切变中它提供额外但是合理的安全裕度。

它允许飞行员通过监控目标速度的洋红色游标“了解正在发生的情况”：当目标速度增加=顶风阵风。

计算

此最小的能量水平是指飞机着陆时的能量,它与着陆时遇到的塔台风有关.通过飞机当时的地速来计算，叫最小地速:

最小地速=进近速度 – 塔台顶风风量

为了达到这个目的，在风不断变化的时候，飞机的地速不能下降低于进近的最小地速。因此飞机的指示空速在进近过程中必须不断对阵风或风的变化作出反应。

为了让飞行员或自动油门可以达到这个目的，FMGS 不断计算指示空速目标速度，确保飞机地速至少等于最小地速；FMGS 使用飞机遇到的即时风的分量:

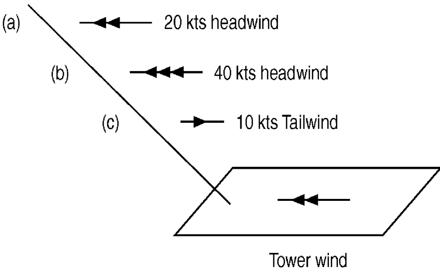
目标速度 = 最小地速 + 当前顶风的风分量

此目标速度在阵风非常大的时候受 VFE-5 限制，在有顺风的时候或即时风小于塔台风的时候受进近速度限制。

Example

VLS=130 kts
Tower wind = 20 kt Head wind

- Vapp=130 +1/3 HW
  = 137 kt
- GS mini= Vapp – HW
  = 117 kt



(a) Current wind = tower wind	(b) Head wind gust	(c) Tailwind gust
Vapp is the IAS target Ground speed = GS mini	The IAS target increases The IAS increases GS mini is maintained Thrust slightly increases	The IAS target decreases (not below Vapp) The IAS decreases GS increases Thrust slightly decreases
140 120 GS 117 GS mini GS	160 140 GS 117 GS mini GS	160 140 GS 147 GS mini GS

前言

本章讲述的是 ILS 进近的一些特点。“进近概述”一章中提到的建议可以应用。

进行 I 类 ILS 进近的时候，机组要在 MCDU 性能进近页面上的 MDA(或 MDH，若是 QFE 可用时）一栏输入 DA/DH 数据，这些数据是参考 QNH 的。

进行 II 类或 III 类 ILS 进近的时候，机组要在 MCDU 性能进近页面上的 DH 一栏输入 DH 数据，此数据是参考无线电高度的。

起始进近

标准或 23885 或（26999+28495）=（26999+27917）

导航精度

导航精度在整个进近的过程中都要监控，机组按需对进近进行修正。若 ND 上显示导航精度降级的信息，机组使用原始数据交叉检查导航精度。

导航精度决定驾驶员使用哪种自动驾驶模式，及 ND 上使用的显示类型。

<table>
<tr><th rowspan="2">导航精度</th><th colspan="2">ND</th><th rowspan="2">AP/FD 方式</th></tr>
<tr><th>PF</th><th>PNF</th></tr>
<tr><td>导航精度高</td><td colspan="2" rowspan="2">ARC 或 ROSE NAV
用导航台原始数据</td><td rowspan="2">NAV</td></tr>
<tr><td>导航精度低且导航精度检查≤1 海里</td></tr>
<tr><td>导航精度低且导航精度检查>1 海里</td><td rowspan="2">ROSE ILS</td><td rowspan="2">ARC 或 ROSE NAV 或 ROSE ILS，用导航台原始数据</td><td rowspan="2">HDG 或 TRK</td></tr>
<tr><td>飞机在不可靠无线电助航台区域飞行</td></tr>
</table>

飞行基准

机组要在 FCU 上选择 HDG V/S 方式，即”小鸟”关断。

进近阶段启动

在进行标准的 ILS 进近时，机组应该计划做减速进近。不过若下滑道角度大于 3.5，或预报的着陆顺风超过 10 节（若 AFM 允许），建议进行稳定的进近。

若 FAF 高度为 2000 英尺离地高度或以下，并且使用选择的速度进行减速，机组应该做一个减速的计划，以使在低于下滑道一个点时可以选择形态 2。

其他

在进近第一个阶段要检查按压了 ILS 或 LS 按压按钮。机组应检查:

- 在 PFD 上显示 LOC 和 GS 刻度和偏离
- 在 PFD 上识别码正确显示。若没有显示或显示错误的识别码，机组要检查音频识别码。

Mod26111 或 25205 或 26999 或 28382 或 30241 或 26485 或 30631 或（23885+26111）或（25205+26999+28495）或（26999+28495+28382）

导航精度

当 GPS PRIMARY 可用的时候，不要求进行导航精度的监控。当 GPS PRIMARY 不可用的时候，机组要在 MCDU 进程页面上检查所需的导航精度是正确的。若在导航显示上显示 NAV ACCURACY DOWNGRAD(导航精度降级)信息，机组要使用原始数据对导航精度进行交叉检查。导航精度确定飞行员应该使用哪个自动驾驶方式，并确定显示在 ND 上。

导航精度	ND		AP/FD 方式
	PF	PNF	
主 GPS	ARC 或 ROSE NAV 用导航台原始数据		NAV
导航精度高			
导航精度低且导航精度检查≤1 海里			
主 GPS 失去且导航精度低且导航精度检查>1 海里	ROSE ILS	ARC 或 ROSE NAV 或 ROSE ILS，用导航台原始数据	HDG 或 TRK
主 GPS 失去且飞机在不可靠无线电导航台区域飞行			

飞行基准

机组要在 FCU 上选择 HDG V/S 方式，即”小鸟”关断。

进近阶段启动

在进行标准的 ILS 进近时，机组应该计划做减速进近。不过下滑道角度大于 3.5，或预报的着陆顺风超过 10 节（若 AFM 允许），建议进行稳定的进近。

若 FAF 高度为 2000 英尺离地高度或以下，并且使用选择的速度进行减速，机组应该做一个减速的计划，以使在低于下滑道一个点时可以选择形态 2。

其他

在进近第一个阶段要检查按压了 ILS 或 LS 按压按钮。机组应检查:

- 在 PFD 上显示 LOC 和 GS 刻度和偏离
- 在 PFD 上识别码正确显示。若没有显示或显示错误的识别码，机组要检查音频识别码。

中间进近

切入最后进近航道

允许进行 ILS 进近时，要按压 APPR（进近）按钮。这样预位进近方式，并且在 FMA 上显示蓝色的 LOC 和 GS。在这阶段，若第二部 AP 可用，应该选择第二部 AP。

若 ATC 仅允许截获 LOC，机组要按压 FCU 上的 LOC 按钮。

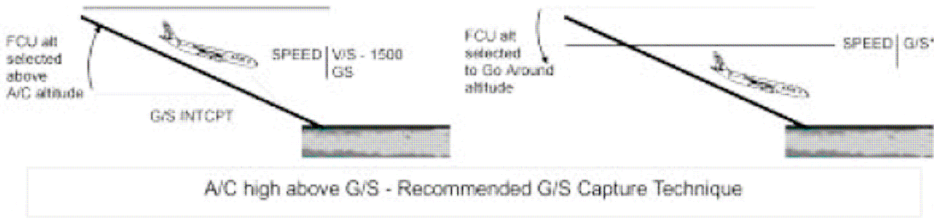
若 ATC 在还有相当一段距离（例如 30 海里）的时候就允许进近，机组应该知道 G/S 信号可能会受到干扰，并且 CAT 1 会显示在 FMA 上，直到接收到一个有效的无线电高度表信号为止。

最后进近

从上方切入下滑道

仅当建立好航向道后才能应用下面的程序。有很多的因素会导致从上方切入下滑道。在这种情况下，机组必须马上作出反应，确保飞机在达到 1000 英尺 AAL 前建立好着陆形态。在 ATC 允许进近并且低于限制速度的时候，为了获得最佳的下降率，机组应放下起落架，选择形态 2。也可以使用减速板，注意本章中前面的子节“减速和形态变化”中要考虑的详细内容。本程序建议的目标速度是 VFE2-5 节。当允许切入下滑道时，机组应该:

- 按压 FCU 上的 APPR 按钮并证实 G/S 预位。
- 在 FCU 上选择高于飞机高度的高度，避免不必要的 ALT*(高度保持)。
- 开始选择垂直速度-1500 英尺每分钟。速度向 VFE 增加时,可能会导致 V/S 增加到 2000 英尺每分钟。



A/C high above G/S - Recommended G/S Capture Technique

重要的是要使用 V/S 而不是 OP DES（开放下降），以便确保自动油门是在速度方式而不是慢车方式。要小心监控下降率，避免超过 VFE。接近下滑道的时候，会接通 G/S*方式。机组要使用原始数据（俯仰姿态和 G/S 偏离）来监控该方式的截获。然后在 FCU 上调好复飞高度，并且减速以便在 1000 英尺建立着陆形态。

在这种情况下，要考虑到地面障碍物情况，若 ATC 允许，在重新进近前进行一个 360 度盘旋也许是适当的。

其他

在两个接收机失效的时候，显示红色的 LOC/GS 信号旗，ILS 刻度消失，自动驾驶断开，并且飞行指引转换到 HDG/VS 方式。

如果 ILS 地面发射机失效，AP/FD 以及 LOC/GS 方式都会保持接通。因为这种失效通常都是瞬时的。在这种情况下，ILS 刻度和 FD 指令杆闪亮。若无线电高度低于 200 英尺，会触发红色的 LAND（着陆）警告。若此失效持续超过几秒，或在出现 AUTOLAND（自动着陆）红色警告的时候，机组要中断进近。

ILS 原始数据

起始进近

飞行基准

使用”小鸟”作为飞行基准。

进近阶段启动

进近技术为稳定进近。

中间进近

TRK（航迹）指针要调 ILS 航道，一旦建立 LOC 航道，“小鸟”的尾部要和航迹指示一致。此方法可以准确地保持好航向道，并且也能修好偏流。

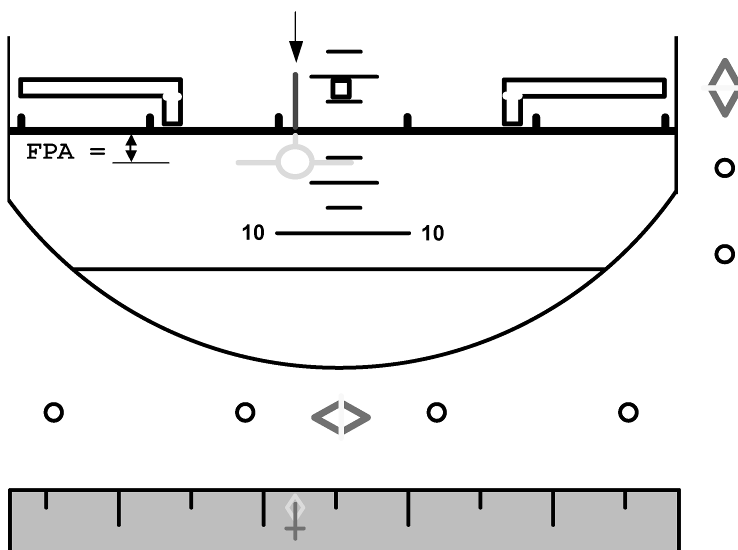
若航向道出现偏离，飞行员要操纵“小鸟”沿 LOC 指示偏离的方向飞行，在重新建立 LOC 航道后，将“小鸟”尾部重新调到航迹指示方向。若 LOC 进一步偏离，则要怀疑有轻微的 IRS 偏流。

“小鸟”的计算是根据 IRS 数据。这样它可能受航迹中的 IRS 数据偏流值所影响。飞行结束时典型的航迹误差为 1 到 2 度。

ILS 航道指针和航迹菱形指针也显示在 PFD 罗盘上。

最后进近

当低于下滑道 1/2 个点时，飞行员应该开始柔和控制 PFV 使之逐渐增大到下滑轨迹角度，切入下滑道。”小鸟”应该几乎位于 PFD 上俯仰刻度的-5 度上，这时提供-3 度的飞行轨迹角。若下滑道出现偏离，飞行员应该在偏离的方向上进行小量的修正，当重新建立下滑道时，将“小鸟”复位到下滑道角度上。



前言

本章讲述的是非精密进近的一些特点。“进近概述”一章中提到的建议可以应用。

非精密进近的定义为:

- VOR 进近
- NDB 进近
- LOC、LOC-BC 进近
- R-NAV 进近

进近策略

完成非精密进近的总的策略是“象 ILS 进近一样”飞行，用一样的思维方式和类似的程序。AP/FD 引导方式和相关监控数据要参考 FMS 飞行计划和原始数据，而不是 ILS 信号指示。仅 LOC 进近是例外，要使用 LOC 方式和航向道刻度。因此机组必须确保 FMS 数据要准确，例如，FMS 精度，飞行计划（水平的和垂直的）以及航路点的更新。

建议使用自动驾驶进行所有的非精密进近，它可以减少机组的工作量，使机组有更多的精力监控程序和飞行轨迹。

限制

水平和垂直的管理引导（FINAL APP）可以使用，只要能够满足下面的条件:

- 导航数据库中有进近程序
- 机组使用公布的程序对进近进行交叉检查
- 运营人批准进近可以使用 FINAL APP 方式
- 机组没有修改最后进近程序
- 若一台发动机不工作，在下面的方式中，不允许使用自动驾驶进行非精密进近飞行: FINAL APP, NAV V/S, NAV/FPA。仅允许使用飞行指引仪（FCOM 3.01.22）。也就是若想使用自动驾驶，它的使用仅限于 TRK/FPA 或 HDG/VS 方式。

起始进近

标准或 23885 或（26999+28495）=（26999+27917）

导航精度

由于导航精度决定下面的内容，所以必须对其进行检查:

- 要使用的 AP/FD 引导方式
- 要使用的导航显示方式
- 要使用的原始数据

<table>
<tr><th rowspan="2">导航精度</th><th rowspan="2">进近引导</th><th colspan="2">ND</th><th rowspan="2">AP/FD 方式</th></tr>
<tr><th>PF</th><th>PNF</th></tr>
<tr><td>导航精度高</td><td rowspan="2">管理的***</td><td colspan="2" rowspan="2">ARC 或 ROSE NAV*
用导航台原始数据</td><td rowspan="2">NAV-FPA
或
APP-NAV/FINAL***</td></tr>
<tr><td>导航精度低且导航精度检查≤1 海里</td></tr>
<tr><td>导航精度低且导航精度检查>1 海里</td><td rowspan="2">选择的</td><td rowspan="2">ROSE VOR**</td><td rowspan="2">ARC 或 ROSE NAV 或 ROSE VOR**，用导航台原始数据</td><td rowspan="2">TRK-FPA</td></tr>
<tr><td>飞机在不可靠无线电助航台区域飞行</td></tr>
</table>

（*）对于 VOR 进近，一个飞行员可以选择 ROSE VOR 显示方式

（**）对于 LOC 进近，选择 ROSE ILS 显示方式

（***）只要满足以上限制，可以使用管理的垂直引导。

若在进行管理的非精密进近前显示 NAV ACCY DNGRADED(导航精度降级)信息，机组应该完成下面程序:

· 使用原始数据交叉检查导航精度
· 如果可用，继续用管理的方式进近
· 如果不可用，就使用原始数据改用选择的方式进近。

（*）若在一个 FMGC 上失去导航精度高，可以使用和另一个 FMGC 相关的 AP/FD 继续进近。

飞行基准

使用“小鸟”作为飞行基准。

进近阶段启动

建议使用稳定的进近技术。机组应把 Vapp 作为速度限制输入 FAF,以便获得有效的减速虚拟航路点。

Mod26111 或 25205 或 26999 或 28382 或 30241 或 26485 或 30631 或（23885+26111）或（25205+26999+28495）或（26999+28495+28382）

导航精度

由于导航精度确定下面的内容，所以必须对其进行检查:

- 要使用的 AP/FD 引导方式
- 要使用的导航显示方式
- 要使用的原始数据

导航精度	进近引导	ND		AP/FD 方式
		PF	PNF	
主 GPS	管理的***	ARC 或 ROSE NAV* 用导航台原始数据		NAV-FPA 或 APP-NAV/FINAL***
导航精度高				
导航精度低且导航精度检查≤1 海里				
主 GPS 失去且导航精度低且导航精度检查>1 海里	选择的	ROSE VOR**	ARC 或 ROSE NAV 或 ROSE VOR**，用导航台原始数据	TRK-FPA
主 GPS 失去且飞机在不可靠无线电助航台区域飞行				

（*）对于 VOR 进近，一个飞行员可以选择 ROSE VOR 显示方式

（**）对于 LOC 进近，选择 ROSE ILS 显示方式

（***）只要导航数据库中的进近程序已经更新有效，可以使用管理的垂直引导。

若在进行管理的非精密进近前显示 NAV ACCY DNGRADED(导航精度降级)或 GPS PRIMARY LOST 信息，机组应该完成下面程序:

信息	VOR,ADF,VOR/DME 进近	GPS 进近
主 GPS 失去	交叉检查导航精度: 若肯定，继续管理的进近。（*） 若否定，返回到选择的进近并使用原始数据。	中断进近
导航精度降级		–

（*)若一个 FMGC 失去导航精度高,可以使用和另一个 FMGC 相关的 AP/FD 继续进近。

飞行基准

使用“小鸟”作为飞行基准。

进近阶段启动

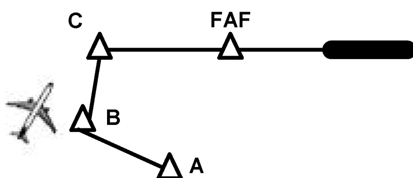
建议使用稳定的进近技术。机组应把 Vapp 作为速度限制输入 FAF，以便获得有效的减速虚拟航路点。

中间进近

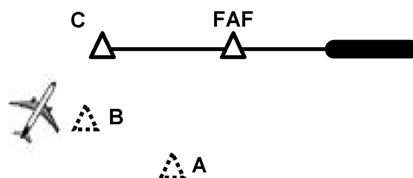
标准或（31896+32332）或（31897+32333）

最后进近航道的切入

要确保最后进近引导正确,飞行计划的正确是非常重要的。NAV 和 APP NAV 方式一直沿飞行计划的现用航段引导飞机，管理的垂直方式确保 VDEV=0（VDEV，根据剩余飞行计划到目的地进行计算）。因此，飞行机组应当监控飞行计划的更新正确，尤其是在航向选择模式时，一定要检查 TO 航路点（显示在 ND 右上角）的正确和有效。



Radar vectors: pilot has not cleared A, B.
A is still TO WPT - Hence no proper guidance available nor predictions.



Radar vectors: pilot has monitored the TO WPT and cleared successively A and B when no longer probable. Hence VDEV is meaningful and APPR NAV or NAV may be armed.

如果 ATC 进行雷达引导,在给出可以截获最后进近航道的指令时，飞行员将:

→对于管理模式进近:

- 根据 ATC 指令选择 HDG
- 在 FCU 上按压 APPR 按钮
- 在 FMA 上检查最后进近模式接通

如果绿色实线切入现用的飞行计划航段（1），就与最后进近轴产生了一个切点。当切入最后进近航道时，APP NAV 会接通。

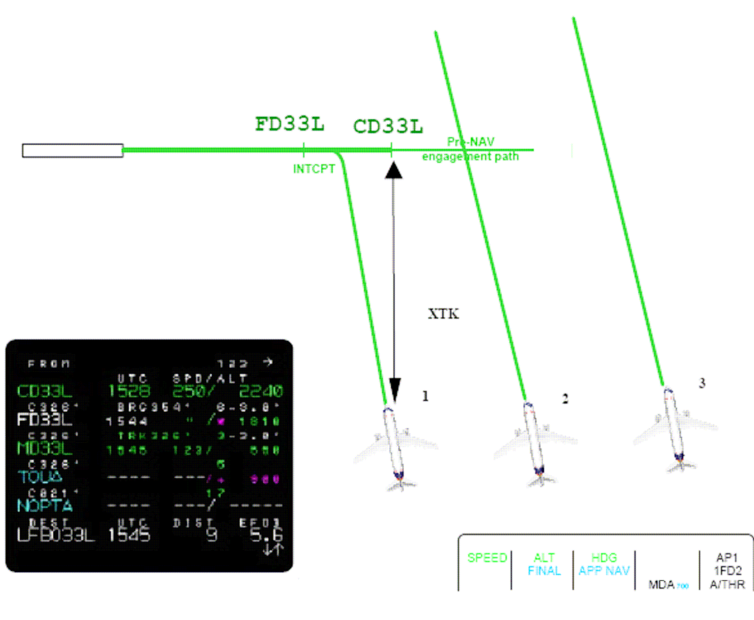
如果绿色实线切入 PRE NAV 航迹（2），当切入最后进近航道时，APP NAV 会接通。PRE NAV 航迹至少 1 海里，并且根据飞机的速度可以延长。

可以使用 HDG 和 TRK 模式来使最后进近航段的切入变的更为柔和。当接近最后进近航段时，可以使用 DIR TO 功能。

如果绿色实线不能切入 PRE NAV 航迹（3），APP NAV 无法接通。

XTK 显示与最后进近航迹相切的距离，ND 给出一个综合的显示。

另外，VDEV 激活，显示垂直偏差。只有当 ILS 或 LS 按钮没被按压的情况下,才能出现 VDEV 条形的偏离指示。如果错误的按下了 ILS 或 LS 按钮，VDEV 将以琥珀色在 PFD 上闪动。



→对于选择模式进近:

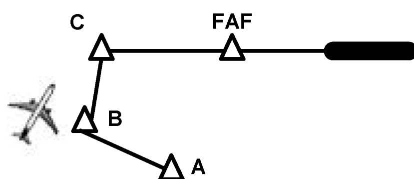
· 在 FCU 上选择适当的航迹（TRK），根据原始导航数据的指示，建立五边航道的航迹。当建立五边航道以后，选择的航迹将对偏流进行补偿。

最后进近航道的截获将通过合适的原始导航数据进行监控。

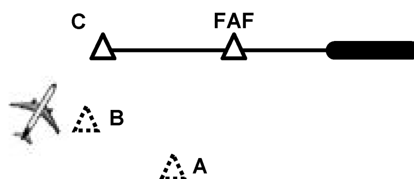
mod31896=31897=32401=32402=32929=32475=(31896+32332+32475) 或（31897+32333+32929）

最后进近航道的切入

要确保最后进近引导正确，飞行计划的正确是非常重要的。NAV 和 APP NAV 方式一直沿飞行计划的现用航段引导飞机，管理的垂直方式确保 VDEV=0（VDEV，根据剩余飞行计划到目的地进行计算）。因此，飞行机组应当监控飞行计划的更新正确，尤其是在航向（HDG）选择模式时，一定要检查 TO 航路点（显示在 ND 右上角）的正确和有效。

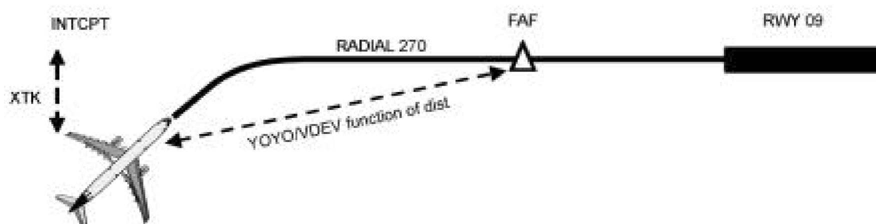


Radar vectors: pilot has not cleared A, B.
A is still TO WPT - Hence no proper guidance available nor predictions.



Radar vectors: pilot has monitored the TO WPT and cleared successively A and B when no longer probable. Hence VDEV is meaningful and APPR NAV or NAV may be armed.

如果 ATC 进行雷达引导截获最后进近航道，机组将通过径向线向台（RADIAL INBND）设备使用 DIR TO FAF（直飞最后进近定位点）功能。这就创建了类似 ILS 的信标，可以由 NAV 和 APPR NAV 方式截获。另外，VDEV 是实际偏差，XTK 是与信标的相对值并且 ND 显示综合信息



当获取五边进近航道切入指令时，飞行员将:

→对于管理模式进近:

在 FCU 上按压 APPR 按钮。在 FMA 上，APP NAV 生效并且 FINAL 预位。VDEV 或条状偏离刻度指示生效,代表垂直偏差。只有当 ILS 或 LS 按钮没被按压的情况下,才能出现 VDEV 条形的偏离指示。如果错误按压了 ILS 或 LS 按钮，VDEV 将以琥珀色在 PFD 上闪动。

→对于选择模式进近:

在 FCU 上选择航迹（TRK），根据原始导航数据的指示，建立五边航道的航迹。当建立五边航道以后，选择的航迹将对偏流进行补偿。

最后进近航道的截获将通过合适的原始数据进行监控。

最后进近

标准

机组不能在 MCDU FPLN 页面上更改最后进近程序，这一点非常重要。
最后进近可以通过下列任意模式飞行:

- 管理模式，或
- 选择模式

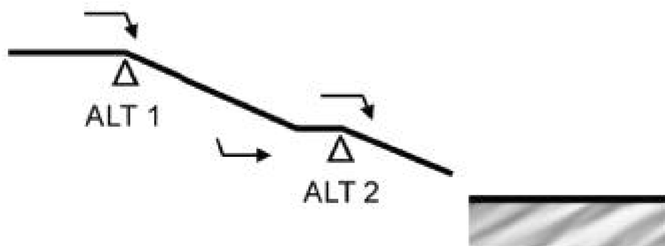
管理模式

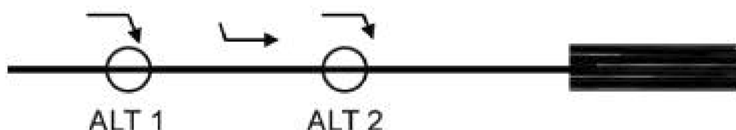
对于管理模式的进近，APP NAV FINAL 变为生效并且 FM 管理水平和垂直引导。机组将使用下列方法监控最后进近:

- ND 上开始下降的兰色符号
- PFD 上的 FMA
- GPS PRIMARY 可用时 ND 上的 VDEV，XTK，F-PLN
- 通过指针，距离/高度证实的 VDEV，XTK，F-PLN

如果在开始下降时没有接通 APP NAV FINAL，机组应根据最后下降航径选择 FPA 以使 VDEV=0。DVEV=0 时，机组可以试着重新接通 APPR。

在某些非精密进近中，最后进近包含一段从一个高度限制到另一个高度限制的“慢车下降”航段，然后是一小段平飞航段。这时在 ND 上会显示一个洋红色的改平符号,接着是一个兰色的开始下降符号。





Final approach trajectory with idle descent segment

选择模式

对于选择模式的进近，应当至少在 FAF1 海里前在 FCU 上预先调好五边航径角度（FPA）。可以在 FAF 之前 0.2 海里拉出 FPA 选择，柔和截获最后进近轨迹。

如果 GPS PRIMARY 可用，机组应当监控 VDEV，XTK 和 F-PLAN。另外，对于 VOR 或 ADF 进近，机组还应当监控原始数据。

Mod24035 或 24160 或 24211

机组不能在 MCDU FPLN 页面上更改最后进近程序，这一点非常重要。

最后进近可以通过下列任意模式飞行:

- 管理模式，或
- 选择模式

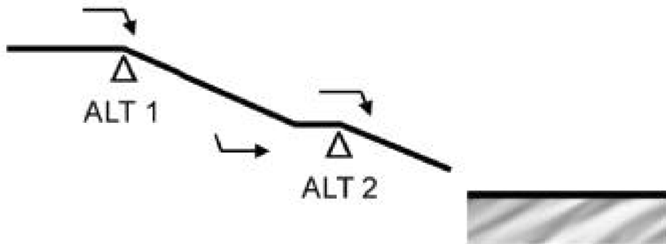
管理模式

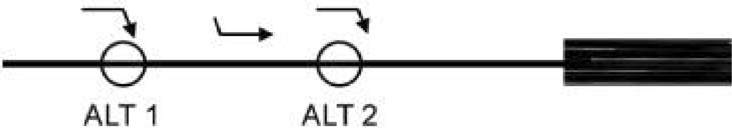
对于管理模式的进近，APP NAV FINAL 变为生效并且 FM 管理水平和垂直引导。机组将使用下列方法监控最后进近:

- ND 上开始下降的兰色符号
- PFD 上的 FMA
- GPS PRIMARY 可用时在 ND 上的 VDEV，XTK，F-PLN
- 通过指针，距离/高度证实的 VDEV，XTK，F-PLN

如果在开始下降时没有接通 APP NAV FINAL，机组应根据最后下降航径选择 FPA 以使 VDEV=0。DVEV=0 时，机组可以试着重新接通 APPR。

在某些非精密进近中，最后进近包含一段从一个高度限制到另一个高度限制的“慢车下降”航段，然后是一小段平飞航段。这时在 ND 上会显示一个洋红色的改平符号,接着是一个兰色的开始下降符号。





Final approach trajectory with idle descent segment

选择模式

对于选择模式的进近，应当至少在 FAF1 海里前在 FCU 上预先调好五边航径角度（FPA）。可以在 FAF 之前 0.2 海里拉出 FPA 选择，柔和截获最后进近轨迹。

如果 GPS PRIMARY 可用，机组应当监控 VDEV，XTK 和 F-PLAN。另外，对于 VOR 或 ADF 进近，机组还应当监控原始数据。

到达最低下降高度

接近 MDA 时，操纵飞机的飞行员应当扩大仪表扫视，增加对外部目视参考的寻找。

到达 MDA 时，机组应当监控自动喊话‘MINIMUM’或人工喊出‘MINIMUM’。当前的高度值变为琥珀色。

若在 MDA 时不能满足要求的目视条件，必须执行复飞。

当满足继续进近的目视条件时，应脱开自动驾驶，关断飞行指引仪，接通小鸟,继续目视进近。

仅航向道进近

LOC ONLY 进近可以使用 LOC 信号进行水平引导和 FPA 进行垂直引导。上述所提相关建议仍然适用。例如稳定进近的技术，使用小鸟等。下面是关于航道进近的一些特别说明。

起始进近

机组在 EIS 控制面板上选择 LS 按钮。

中间进近

当得到可以建立航道指令时，机组应在 FCU 上按压 LOC 按钮，并监控 LOC 预位和截获。

最后进近

接近 FAF 时，机组应选择 FPA。当建立五边轨径时，机组应当监控:

- LOC 偏离指示的水平偏差。
- 根据 DME 和高度计算的垂直偏差，‘yoyo’指示的 VDEV，时间。

反航向道进近

标准

LOC-BC 进近可以使用小鸟并且将 LOC-BC 信号作为水平引导以及 FPA 作为垂直引导进行飞行。上述所提相关建议仍然适用。例如使稳定进近技术，使用小鸟。下面是一些额外说明。

概述

LOC BC 进近通使用相反跑道的 LOC 信号进行水平进近引导。
ILS 人工输入到 MCDU RAD NAV 页面上:

- 识别码（储存在 FMS 数据库中的 ILS）。RWY/ILS MISMATCH(跑道/ILS 不一致)信息可能会显示，不需理会。
- 或者频率（没有存在 FMS 数据库中的 ILS）。

在两种情况下，前航道都需要输入到 CRS（航道）栏中。

起始进近

机组选择 ROSE ILS 和 TRK/FPA 模式。机组不能选择 EIS 控制面板上的 ILS 或 LS 按钮，以及 ISIS（若安装），因为它会提供相反的偏离。

中间进近

获得进近许可时，机组要使用蓝色的航迹指针并参考 LOC/BC 水平偏离人工切入 LOC/BC。机组不能预位 LOC 或 APPR 方式。

最后进近

接近 FAF 时，机组应当根据最后进近的下降航径选择 FPA，同时监控 LOC 偏差（正确的方向引导），距离/高度，时间，YOYO。

Mod33181

LOC-BC 进近可以使用小鸟并且将 LOC-BC 信号作为水平引导以及 FPA 作为垂直引导进行飞行。上述所提相关建议仍然适用。例如稳定进近技术，使用小鸟。下面是一些额外说明。

概述

LOC BC 进近通过使用相反跑道的 LOC 信号进行水平引导。

如果 LOC BC 进近是储存在 FMS 数据库中的，它可以输入到飞行计划中。ILS 频率和相关的反航道会自动调谐，并显示在 MCDU RAD NAV 页面上。

在“B”的后面显示航道的数字值。

如果 LOC BC 进近没有储存在 FMS 数据库中的，机组要输入 ILS 频率和飞机实际飞的最后进近航道，该航道显示在 MCDU RAD NAV 页面上，在“B”的后面。洋红色的 B/C 会显示在 PFD 和 ND 上.这样，在 ND 上提供了一个正确的方向偏差，FG 给出正确的方向引导。

起始进近

机组选择 EIS 控制面板上的 LS 按钮。

中间进近

机组按下 FCU 上的 LOC 按钮预位 LOC/BC，监控 LOC/BC 截获。

最后进近

接近 FAF 时，机组应当根据最后进近的下降航径选择 FPA，同时监控航迹，LOC 偏差（正确的方向引导），距离/高度，时间和 YOYO。

前言

当塔台风要求的着陆跑道与有仪表进近程序的跑道不一致，而又必须按仪表进近程序下降以获得机场的目视参考时，实施目视盘旋进近。

进近准备

进近准备与在巡航章节进近准备小节中描述的相同。但是，需要强调一些需要特别注意的地方：

飞行计划

水平：STAR，仪表进近程序。

垂直：在 FAF 输入 F 速度作为限制速度，因为进近中使用襟翼 3，起落架放下和 F 速度（稳定进近）。检查高度限制。

无线电导航

按需人工调节目的地机场的 VOR/DME。

进程

按需在 BRG/DIS 输入目的地机场的 VOR/DME。

按需根据对比 BRG/DIST 数据和原始数据检查 NAV ACCY。

性能

PERF APPR：下降风，目的地机场天气，最低下降高和着陆襟翼选择（预计风切变或出现故障）。

PERF GO AROUND：检查减推力和增速高度。

燃油预测

检查预计着陆重量和额外燃油。

备用飞行计划

当计划盘旋进近时，应在备用飞行计划中输入着陆跑道。机组按下述更新备用飞行计划:

- SEC F-PLN，然后 COPY ACTIVE
- 在目的地机场进行水平更改并且输入着陆跑道
- 保持飞行计划不连续

最后仪表进近

机组使用 F 速度，形态 3 和起落架放下进行稳定进近的飞行。

盘旋进近

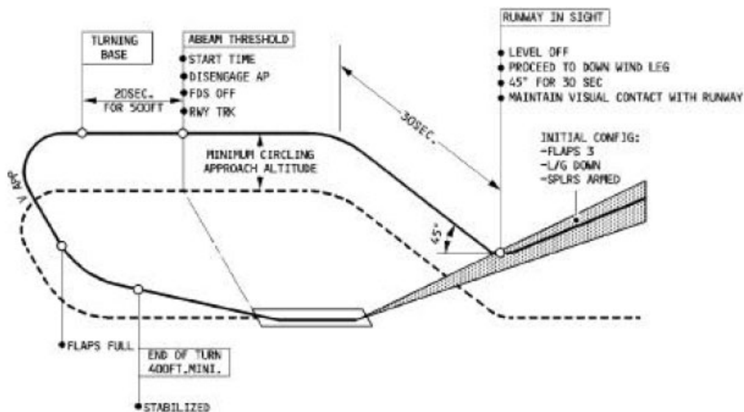
当达到盘旋进近最低下降高并且建立充足的盘旋进近目视参考时，

- 按压改平
- 两部指引仪关断，小鸟接通并保持自动油门
- 选择偏离最后进近航道 45 度的航迹（或根据公布的程序按需）
- 当机翼水平时，开始计时。
- 建立三边后，启动备用飞行计划，这样，当使用管理速度时，五边进近有‘最小地速’保护。另外，在 ND 上将显示着陆跑道并且应当选择 10 海里的范围以帮助定位最后进近。
- 三边航段结束时，脱开自动驾驶。
- 当离开盘旋高度时，选择着陆形态。
- 建立全形态后，完成着陆检查单。

一旦备用飞行计划生效，MCDU 中的复飞程序为着陆跑道的复飞程序而不是进行仪表进近的复飞程序。因此，如果在盘旋进近期间丢失目视参考，应当使用选择的引导进行复飞，并且按照先前准备的复飞程序进行复飞。

关于单发盘旋进近，参阅 FCTM 03.002。

低能见度盘旋进近



LOW VISIBILITY CIRCLING APPROACH
TURNING BASE
ABEAM THRESHOLD
START TIME
DISENGAGE AP
FDS OFF
RWY TRK
20SEC. FOR 500FT
MINIMUM CIRCLING APPROACH ALTITUDE
30SEC.
RUNWAY IN SIGHT
LEVEL OFF
PROCEED TO DOWN WIND LEG
45° FOR 30 SEC
MAINTAIN VISUAL CONTACT WITH RUNWAY
INITIAL CONFIG:
-FLAPS 3
-L/G DOWN
-SPLRS ARMED
45°
V APP
FLAPS FULL
END OF TURN 400FT.MINI.
STABILIZED

有意留空

起始进近

标准或(31896+32332) 或（31897+32333）

机组在开始三边时获取下列形态:

- 两部自动驾驶和飞行指引仪都关断
- 小鸟接通
- 证实自动油门在速度方式生效，在 FMA 上显示 SPEED
- 使用管理速度激活“最小地速保护”功能
- 在 FCU 上选择三边航迹以协助保持三边航迹。
- 在 FCU 上调定三边高度。

机组必须保持目视飞行。同时也可以参考 XTK，它提供了飞机与跑道中心线相对位置的很好的提示，这可以在飞行计划更新到五边最后进近航道显示在 ND 右上角的 TO WPT 时获得。

MOD31896 或 31897 或 32401 或 32402 或 32929 或 32475 或 (31896+32332+32475) 或（31897+32333+32929）

机组在开始三边时获取下列形态:

- 两部自动驾驶和飞行指引都关断
- 小鸟接通
- 证实自动油门在速度方式生效，在 FMA 上显示 SPEED
- 使用管理速度激活“最小地速保护”功能
- 在 FCU 上选择三边航迹以协助保持三边航迹。
- 在 FCU 上调定三边高度。

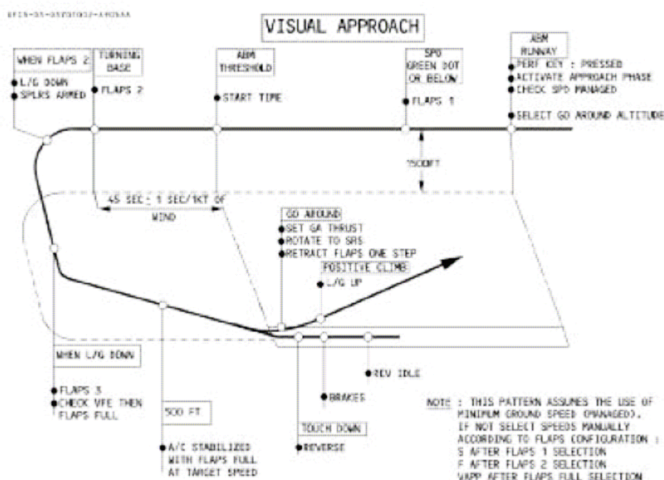
机组必须保持目视飞行。同时也可以参考 XTK，它提供了飞机与跑道中心线相对位置的很好的提示，这可以通过按下 DIR TO CI RADIAL IN 获得。

中间/五边进近

假设 1500 英尺离地高的起落，三转弯的时机应当是与三边跑道入口正切 45 秒（+/-1 秒/，1 节顶风/顺风）。

转向跑道中心线的四转弯使用 20 度坡度。起始下降率 400 英尺/分钟，当建立正确的下降轨迹时增大到 700 英尺。

飞行员应当至少在离地高度 500 英尺时建立着陆形态并保持 Vapp 速度。如果不能稳定，必须复飞。





1013



ILS APP
9:52

概述

Ⅱ类和Ⅲ类进近 DH（或者没有 DH）和 RVR 都很低。飞机在 ILS 信标和速度上的指引必须是高性能和精确的，这样才能很好的完成自动着陆和滑跑，实现目视参考的获得和飞机的稳定。因此，在Ⅲ类进近操作中要求自动着陆，在Ⅲ类 B 进近中还要求自动滑跑。在Ⅱ类进近操作中建议使用自动着陆。自动系统的任何故障不应当严重影响飞机自动着陆系统的工作。机组程序和分工可使机组迅速觉察到异常状况并作出正确决断。

- CAT III 运行要求自动着陆，且包括 CAT IIIB 的滑出。
- CAT II 条件下最好选择自动着陆。
- 自动系统的任何失效对飞机的自动着陆系统的性能都不会造成大的影响。
- 机组程序和任务分工使机组可以快速发现任何不正常现象，并作出正确决断。

定义

决断高

决断高（DH）是机轮高于跑道标高的高度，在这个高度上，除非建立足够的目视参考且飞机位置和进近航迹都符合继续安全的进行自动进近和着陆的标准，否则，必须要进行复飞。DH 基于无线电高度。

警戒高

警戒高（AH）是高于跑道的高度，它是根据飞机及其‘故障-可用’自动着陆系统的特点而定，在这个高度之上，如果在自动着陆系统的一个备份部件或相关的地面设备出现故障，Ⅲ类进近要终止，并开始复飞。

其他的 AH 定义中，普遍规定如果在低于警戒高以下出现影响‘故障-可用’自动着陆系统的故障，则将其忽略而继续进近（除非触发了自动着陆警告）。当 CAT3 DUAL 显示在 FMA 上时，AH 是一个重要概念。

单通道空客飞机，AH=100ft

CAT3 单通道

当机载设备为故障-不可用的自动着陆系统时，显示 CAT3 SINGLE，它表示出现故障会导致自动驾驶断开，但不会有任何严重的失去配平状态，或飞行航迹或姿态的偏离。此时需要人工飞行，DH 是 50ft。

CAT3 双通道

当机载设备为‘故障-可用’的自动着陆系统时，显示 CAT3 DUAL.出现一个单通道故障时，自动驾驶会继续引导飞机在飞行航径上飞行，同时降级为‘故障-不可用’的自动着陆系统继续工作。在低于 AH 时出现故障，进近，改平和着陆都可以由剩余的自动系统完成。在此情况下，不显示能力降级。这个余度使Ⅲ类运行可以有也可以没有 DH.

Ⅱ类或Ⅲ类进近

		ICAO	FAA	JAA
CAT II	DH	100ft⩽DH⩽200ft	100ft⩽DH＜200ft	100ft⩽DH＜200ft
	RVR	RVR⩾350m RVR⩾1200ft	350m⩽RVR＜800m 1200ft⩽RVR＜2400ft	RVR⩾300m RVR⩾1000ft
CAT III A	DH	无 DH 或 DH＜100ft	无 DH 或 DH＜100ft	DH＜100ft
	RVR	RVR⩾200m RVR⩾700ft	RVR⩾200m RVR⩾700ft	RVR⩾200m RVR⩾700ft
CAT III B	DH	无 DH 或 DH＜50ft	无 DH 或 DH＜50ft	无 DH 或 DH＜50ft
	RVR	50m⩽RVR＜200m 150ft⩽RVR＜700ft	50m⩽RVR＜200m 150ft⩽RVR＜700ft	75m⩽RVR＜200m 250ft⩽RVR＜700ft

（1）DH⩾50，若为故障-不可用系统

飞行准备

除了正常飞行准备以外，计划Ⅱ类和Ⅲ类进近时必须作以下准备:

- 保证目的地机场符合Ⅱ类和Ⅲ类进近的要求
- 检查飞机进行Ⅱ类和Ⅲ类进近时 QRH 中要求的设备
- 检查机组的资格未过期
- 为可能的进近延误考虑备份燃油
- 考虑备降场的天气

进近准备

限制

· 机组检查塔台风在Ⅱ类和Ⅲ类进近的范围内（见 FCOM3 中限制章节）。
· 必须监控自动着陆最大高度。

飞机能力

在 QRH 中列出了影响Ⅱ类和Ⅲ类进近能力的故障。大部分故障由 FMGS 监控,并且当按下 APPR 按钮后，着陆能力会在 FMA 上显示，如Ⅱ类和Ⅲ类单通道，Ⅲ类双通道进近。然而，也有一些故障会影响飞机着陆能力但不受 FMGS 监控，因此也不反映在 FMA 上。因此，如果一些 QRH 中列出的设备不工作，机组应参照 QRH 评估飞机的实际着陆能力。

机场设备

机场当局有责任建立和维护Ⅱ类和Ⅲ类进近和着陆的设备。机场当局根据 RVR 按需启动 LVP（低能见度程序）程序。在计划实施Ⅱ类和Ⅲ类进近之前，机组必须确认 LVP 程序正在运行。

机组资格

机长必须保证两名机组成员都有资格，并且他们的资格对计划的进近是在有效期内。

座椅位置

机组应意识到在低能见度进近和着陆中眼睛位置的重要性。座位过低会大大的减小目视范围区。当目视参考位置低于所需要的位置时，由于风挡和机头的遮挡角，目视范围区会进一步的减小。作为计算的原则，不正确的座椅位置，每减少 1°遮挡角目视范围区减小大约 10 米（30FT）。

着陆灯光的使用

在低能见度的夜晚着陆灯光的使用对目视参考的获得也可能是有害的。从水滴或雪反射的光实际上降低了能见度。因此，着陆灯在Ⅱ类和Ⅲ类天气条件下通常不应当使用。

进近策略

不管实际天气情况如何，机组都应计划在进近中使用最高等级的进近能力。根据飞机状况，这通常为 CAT III DUAL 的自动落地。接着，机组可以根据天气酌情使用降级的进近能力。

条件 策略	CAT I	CAT II	CAT III	
			有 DH	无 DH
飞行技术	人工飞行或 AP/FD,A/THR	DH 前 AP/FD,A/THR	AP/FD/A/THR 及 自动着陆	
Minima 及天气	DA（DH）气压基准 能见度	DH 带 RA RVR		
自动着陆	可行需谨慎	推荐	强制	

复飞策略

飞行机组必须在进近的任何阶段做好复飞的准备。如果在 1000 英尺无线电高度之上发生故障，应当在达到 1000 英尺无线电高度之前完成所有的 ECAM 动作（包括完成 DH 修正，如果需要），否则应当执行复飞。这可以确保剩余进近中机组的合理的精力分配。低于 1000 英尺，任何警告发生都应复飞。

进近简令

在执行 CATⅡ/Ⅲ进近之前，机组应当考虑一些因素。除了标准进近简令之外，在低能见进近简令中应当强调下列几点：

- 飞机能力
- 机场设备
- 机组资格
- 天气最低标准
- 机组分工
- 标准喊话
- 复飞策略

进近程序

机组分工

机组分工中，PF 的主要职责是管理和做决断，PNF 的职责是监控自动系统的工作。

PF 管理进近（轨迹，姿态，速度），在出现故障和在 DH 时做正确的决断。由于进近时使用 AP/FD/A THR，PF 必须时刻做好接管操纵的准备:

- 如果遇到自动驾驶失控
- 如果出现大的故障
- 如果产生任何怀疑

PNF 在整个进近和着陆过程中把精力主要放在飞机里面

PNF 监控:

- FMA 并且按需报出方式改变
- 自动喊话
- 飞机轨迹或姿态超限
- 任何失效

PNF 应当随时想着复飞。

参数	超限		喊话
IAS	VAPP+10 节/-5 节		“速度”
V/S	小于-1000 英尺/分钟		“下降率”
俯仰姿态	+10 度/-2.5 度		“姿态”
坡度角	7 度		“坡度”
航向道	偏差限制	超限 1/4 点 PFD	“航道”
下滑道		超限 1 个点 PFD	“下滑道”

超限和相应的 PNF 喊话

系统的一些特点

- 低于 700 英尺 RA，来自 FMS 的数据冻结，如：ILS 调谐抑制。
- 低于 400 英尺，FCU 冻结
- 350 英尺时，必须在 FMA 上显示 LAND。这可以确保对最后进近的正确引导。LAND 也可能出现的偏晚，在低于 300 英尺显示。
- 低于 200 英尺，AUTOLAND 红灯亮，如果
  - 两部自动驾驶脱开
  - 感应到信号偏差过大
  - 航向道或下滑道发射机或接收机失效
  - 感应到两部 RA 至少偏差 15 英尺。
- 在或低于 40 英尺拉平方式接通
- 在或低于 30 英尺显示 THR IDLE
- 自动着陆在 10 英尺时出现指令收油门 RETARD 自动喊话。（而不是人工着陆时 20 英尺的提醒）

目视参考

接近 DH 时，PF 开始寻找目视参考，并不断增加机外扫视。需要强调的是 DH 是决断区域的最低高度。机长应当在此区域做好复飞的准备，但是无需预先做出判断。

要求的继续进近的条件

- 带有 DH

  在 CATⅡ运行中，在 DH 继续进近的条件是必须获得足够的目视参考，该目视参考足以帮助机组监控继续进近和着陆，并且飞行轨迹可以接受。如果这些条件不能得到满足，必须强制执行复飞。对于 JAR OPS，3 个灯光段和一个水平灯段是最低的目视参考要求。

  在 CATⅢ运行中，在 DH 获得的目视参考必须确保飞机在接地区域上。如果目视参考不能证实此条件，必须强制执行复飞。对于 JAR OPS，‘故障-不可用’自动着陆系统需要 3 个灯光段，‘故障-可用’自动着陆系统需要一个中心线灯光段。

- 不带有 DH

  继续进近的决断不取决于目视参考，即使有要求的最低 RVR。决断仅取决于飞机的运行状态和地面设备。如果在到达 AH 前发生故障，必须进行复飞。如果低于 AH 时激发 AUTOLAND 警告，也必须进行复飞。然而，在改平期间获得目视参考,并监控飞机滑跑是 PF 的一个良好的飞行习惯。

丢失目视参考

- 带有 DH，在接地前

  如果在 DH 决定继续进近，但随后不能获取足够的目视参考，必须复飞。

  若复飞较晚可能会导致接地。如果在 TOGA 接通后接地，保持自动驾驶接通，并且自动油门保持在 TOGA 位。这时地面扰流板和自动刹车被抑制。

- 带有 DH 或不带有 DH，在接地后

  如果接地后丢失目视参考，不应尝试复飞。应当使用自动驾驶在 ROLL OUT 方式继续滑跑到滑行速度。

拉平/着陆/滑跑

PF 应当观察机外，根据可见的目视参考监控自动着陆正确执行拉平，摆正机头和着陆滑跑。

对于 CATⅡ进近，推荐自动着陆。如果执行人工着陆，PF 应当最迟在 80 英尺时接管操纵。这样可以确保人工着陆时的柔和过渡。

主起落架接地后选择最大反推。

推荐使用自动刹车，因为可以确保实施对称的刹车压力。但是，机组应当小心因侧风和湿跑道而造成的可能的不对称。

PNF 进行标准喊话。另外，在飞机得到较好的控制（速度和水平轨迹）后，应当通知 ATC。

故障和相关的措施

总的来说，如果在高于 1000 英尺 AGL 发生故障，可以继续进行进近，完成 ECAM 动作，完成更新的进近简令并按需设置较高的 DH。

低于 1000 英尺时（在 CAT3 DUAL 中低至 AH），任何故障的发生都意味着复飞和对系统能力的重新评估。总体上认为，在 1000 英尺以下，机组没有足够的时间执行所需的转换，检查系统构型和限制，重新确定最低着陆高。

在 CAT3 DUAL 低于 AH 时，总的来说，单一通道故障不需要进行复飞。如果激发自动着陆警告，需要复飞。

在 CAT1 或较好气象条件下的自动着陆

机组可能出于训练的目的，希望在 CAT1 或更好的气象条件下进行自动着陆。该种进近应当仅在航空公司授权后执行。机组应当清楚在 LVP 未运行期间，因为没有对 ILS 灵敏区域的保护，LOC 和/或 GS 可能会出现波动。因此，很重要的一点是，在进近和滑跑期间，当自动驾驶的性能变的不令人满意时，PF 应随时作好人工接管操纵的准备。

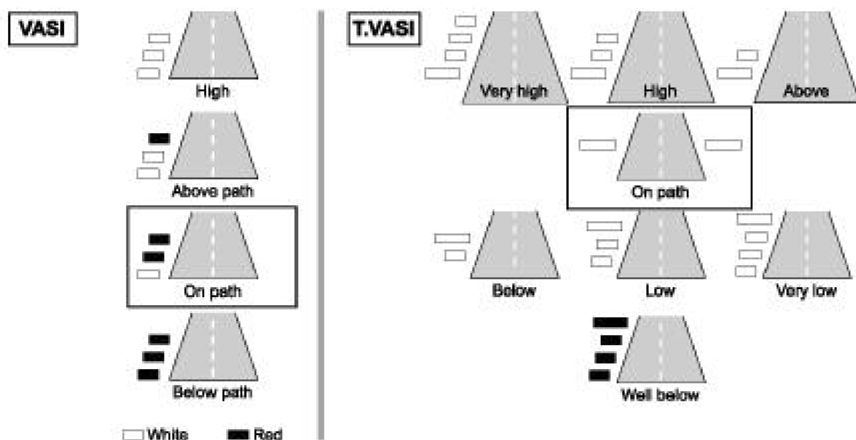
前言

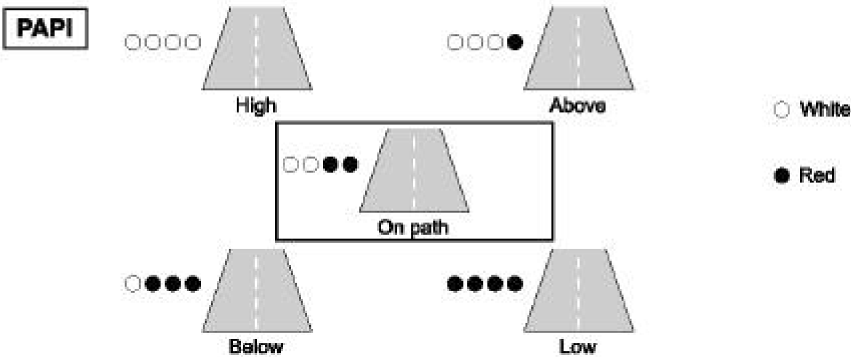
当从 IMC 过渡到 VMC 时,机组可以通过观察 PFD 上的小鸟以及飞机姿态符号，来对偏流进行判断，按正确的方向找跑道。

但是，注意
- 不要立即转向跑道
- 不要过低

主起落架离地高

下列图中被框出的显示确保了机轮在跑道入口高度为 20 英尺。





该技术将确保性能余度不受影响并且提供足够的起落架离地高度。

拉平

正常条件

达到 50 英尺时，自动配平停止工作，并且俯仰法则转换为拉平法则。事实上，保持轨迹稳定性的正常俯仰法则对于拉平并不是最合适的。系统记忆飞机在 50 英尺时的姿态，并且把它作为俯仰姿态控制的起始参考。当飞机下降通过 30 英尺时，系统开始以 8 秒钟减小 2 度的下俯速率减小俯仰姿态。同时，随着速度减小，飞行员应当向后带杆以保持一个稳定的的轨迹。因此，拉平技术与传统方法是一致的，开始拉平时，柔和向后带杆，逐渐增大并保持向后的侧杆压力。在稳定的条件下，拉平高约为 30 英尺。该高度随着陆条件不同而变化，如重量，下降率，风的变化…

横滚的控制为横滚率法则直到飞机接地。

在 20 英尺时，“RETARD（收油门）”自动喊话提醒飞行员把油门杆收回。这是一个提示而不是一个指令。飞行员应该在最恰当的时候收回油门杆，例如：最后轨迹上飞机高且速度大时，应提前收油门杆。

为了更好的判断拉平时的下降率，和飞机相对地面的位置，应把视线放得远一些。拉平时正常的俯仰姿态增量约为 4 度，飞行航迹角减小到-1 度，速度大约减小 10 节。平飘时间过长将增加着陆距离，增大擦机尾的风险。

侧风条件

开始拉平时，按需使用方向舵使飞机机头方向与跑道中心线一致。通过适当的横向侧杆输入制止飞机向下风面横滚的趋势。可能需要一个较小的坡度使飞机保持在跑道中心线上。

强侧风时，如果在拉平的时候将偏流完全修正，会导致飞机产生一个较大的坡度，并有可能超过飞机的横滚限制。因此，最好采用修正部分偏流同时保持一个较小坡度的方法。

着陆侧风极限

A318

报告的刹车效应	报告的跑道摩擦系数	等效跑道条件	最大侧风
好	等于 0.4	干，潮，湿	38.5 节 (包括阵风)

A319 或 A320 或 A321

报告的刹车效应	报告的跑道摩擦系数	等效跑道条件	最大侧风
好	等于 0.4	干，潮，湿	33 节

喊话

A318 或 A319 或 A320

如果俯仰姿态超过 10 度，PNF 应喊出“俯仰”。

A321

如果俯仰姿态超过 7.5 度，PNF 应喊出“俯仰”。

放前轮

当飞机在地面时，俯仰和横滚控制是直接法则。飞机接地时，飞行员按传统方式放下前轮，并按需使用不同的侧杆量来控制飞机的低头速率。

接地后，选择反推（至少在一台发动机上）并且一个主起落架支柱压缩时，地面扰流板部分放出。当两个主起落压缩时，地面扰流板完全放出。根据操纵法则，在升降舵上将产生一个使机头向下的力，以补偿地面扰流板放出时产生的机头向上趋势。

不推荐在起始滑跑期间保持较高的机头来增加飞机阻力，因为该技术效果并不明显，而且增大了擦机尾的风险。还有，如果自动刹车使用 MED，接地后飞机会有一个明显的低头趋势。

滑跑

正常情况

在滑跑期间，应当使用方向舵脚蹬使飞机保持在跑道中心线上。在大速度时，可以通过方向舵来控制方向。当速度减小时，前轮转弯生效。但是，在达到滑行速度之前不要使用手轮。

侧风情况

上述提到的技术同样适用。另外，飞行员应当避免向迎风压杆，因为这样会增加机头偏转的趋势。同时，它会增加迎风一侧的机轮上的压力，由于扰流板的伸出也会造成机翼两侧的阻力不同。

反推的使用会使方向舵周围的气流不稳定，从而降低方向舵的效应。另外，在有交叉角的情况下，会产生一个侧向力，增大飞机的横向侧滑趋势。在污染的跑道上侧风落地，反推的影响更加明显。因此，如果在大侧风条件下着陆时横向操纵出现困难，飞行员应考虑将反推收到慢车。

在低速时，飞机的方向控制更容易出问题，尤其是在湿跑道和受污染的跑道上。如果需要，可以使用差异刹车。在湿跑道和受污染的跑道上，使用全部脚蹬或一半脚蹬产生的刹车效果可能是一样的；另外，当飞行员踩脚蹬时，防滞系统会更早一些解除两边的刹车压力。因此，如果使用差异刹车，机组应当完全松开转弯方向相反一侧的刹车。

刹车

当飞机接地以后，及时使用所有方法停住飞机的重要性不言而喻。飞机在地面时有三个系统与刹车相关:

· 地面扰流板
· 反推
· 机轮刹车

地面扰流板

当飞机接地，至少有一个主起落架和至少一个反推打开时，部分地面扰流板自动放出，以确保飞机正常接地。然后地面扰流板自动全部放出。这也起到了减少部分升力的作用。

地面扰流板通过在大速度时增大空气动力阻力使飞机减速。因为在机轮上载荷增大，机轮刹车效应得到改善。另外，地面扰流板放出信号也用来启动自动刹车。

反推

反推效应与速度平方成正比。因此，推荐在大速度时使用反推。

主起落架接地时选择最大反推。

在 N170%和 85%之间可以获取最大反推力，由 FADEC 进行控制。

在前轮接地前，当反推放出时，机头可能会轻微上仰，这一点飞行员很容易控制。

低于 70 节时，反推的效应快速降低。另外，在低速时使用大反推可能会导致发动机失速。

因此，推荐在 70 节时柔和减小反推至慢车。但是，在紧急情况下允许使用最大反推一直到飞机停下来。

如果机场条例限制使用反推，选择并保持慢车反推直到达到滑行速度。

脱离跑道前收回反推以防止吸入外来物。

最后应当注明的是，无论在干跑道还是湿跑道上，性能计算都不考虑反推的作用。

机轮刹车

机轮刹车对飞机在地面减速贡献最大。许多因素可以影响刹车效果。例如，机轮载荷，轮胎压力，跑道道面特征，跑道污染程度以及刹车技术。飞行员可以控制的唯一因素是正确使用刹车的技术，将在下面讨论。

防滞

防滞系统根据感应到的前方的侧滑条件，按需调整每一个机轮上的刹车压力，以使飞行员施加的刹车压力适应不同的跑道道面情况。防滞系统保持接近最大摩擦力点的滞动系数（侧滑比）。这将使飞机在飞行员施加不同的刹车压力时，都产生最佳的减速效果。满舵刹车和防滞提供 10 节/秒的减速率。

刹车

自动刹车和脚蹬刹车的使用应当遵循以下原则：

· 尽量多的使用自动刹车，因为它可以减少刹车的使用次数，从而减少刹车的磨损。另外，自动刹车可以提供对称的刹车压力，确保在湿跑道，甚至在污染跑道上都可以在两个主轮上产生相同的刹车效果。特别是在短、湿、污染跑道上，能见度差和自动着陆时，更加推荐使用自动刹车。

·在长和干跑道上最好使用 LO 自动刹车，在短或污染跑道上最好使用 MED 自动刹车。不推荐使用 MAX 自动刹车。

· 在非常短的跑道上，由于飞行员在接地后需立刻使用最大脚登刹车，可以计划使用人工刹车。

· 在非常长的跑道上，如果飞行员预期不需使用刹车，可以计划使用人工刹车。为减少刹车磨损，应当限制刹车使用次数。

· 人工刹车时，不要频繁的踩刹车，而是按需在踏板上施加压力，并在不完全松开的情况下调节刹车压力。这可以使刹车磨损降到最小。

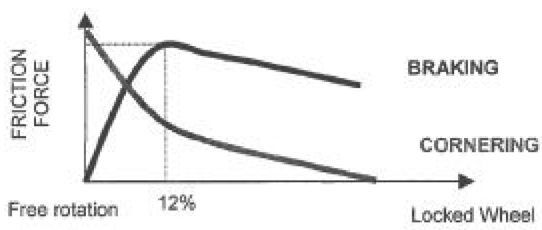
DECEL 灯仅表明所选择的减速率达到或未达到，与自动刹车是否工作无关。例如，当选择自动刹车在污染跑道上着陆时，虽然自动刹车工作正常，但 DECEL 灯可能不亮，因为选择的减速率没有达到。同样，当选择自动刹车低在干跑道上着陆时，如果仅反推工作就能达到所选择的减速率，虽然自动刹车实际上没有工作，DECEL 灯也可能亮。也就是说，DECEL 灯不是自动刹车工作的指示器，而是是否达到所选择的减速率的指示器。

由于自动刹车系统根据感应到的减速率调节刹车压力，及时使用最大反推将减少刹车的实际使用，从而减小刹车的磨损和降低刹车温度。

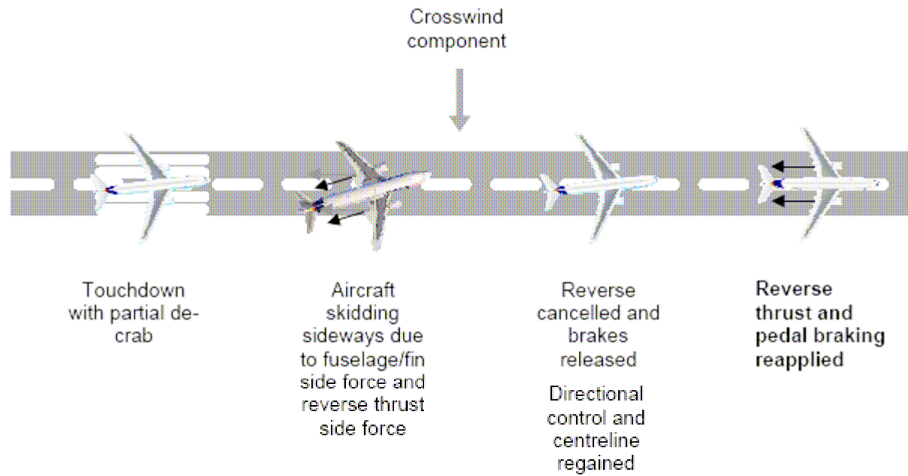
自动刹车并不代表减轻飞行员在可用跑道长度内安全停住飞机的职责。

侧风条件

如果着陆后飞机仍保持机头朝向侧风方向，则在反推产生的侧向力和侧风的共同作用下，飞机将向下风面产生侧滑。另外，由于防滞系统工作在最大刹车效应的条件下，主起落架轮胎上可用于抵制偏流的转弯力将被减小。



机组必须减小反推到慢车并松刹车才能回到中心线上。这将反推侧面力量减到最小，并且不需要通过反推进行完全的作动循环，此时提供的总的轮胎转弯力使飞机与跑道中心线对准。按需使用方向舵和差异刹车，使飞机回到跑道中心线。回到跑道中心线后，再按需重新使用刹车和反推。



Directional Control during Crosswind Landing

侧风着陆的方向控制

影响着陆距离的因素

跑道长度要求包括在 FCOM2 中着陆性能章节中。如果着陆技术不正确，将减小着陆距离裕度。影响停止距离的因素包括:

· 跑道入口的高度和速度
· 下滑角
· 着陆拉平技术
· 延迟放前轮
· 使用刹车不正确
· 跑道条件（在恶劣气象中讨论）

飞机穿越跑道入口的高度对总的着陆距离有明显的影响。例如，如果保持 3 度下滑角，100 英尺穿越跑道入口而不是 50 英尺，可能会导致总的着陆距离增加约 300 米/950 英尺。这是因为在飞机接地前使用了跑道长度。

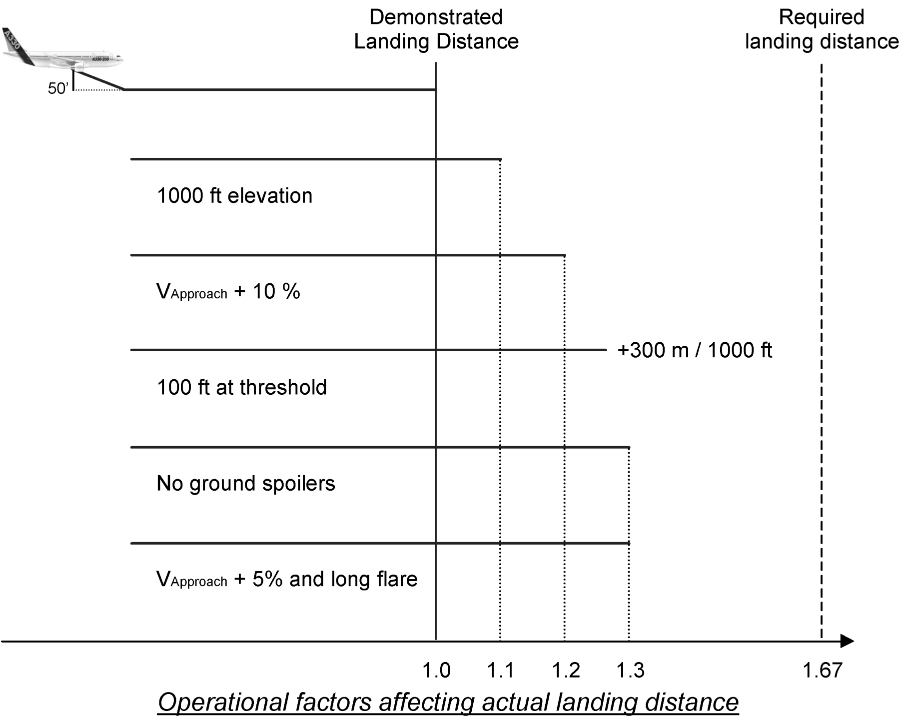
Vapp 速度增加 5 节，使用自动刹车时着陆距离增加 5%。

对于 50 英尺穿越跑道入口高度，如果下滑角过缓将增加着陆距离，因为预计的接地点将后移。

必须避免接地前飞机在跑道上拉飘，因为这会占用大量可用的跑道。飞机尽可能在正常的接地点接地。在跑道上的减速率约为空中的三倍。

在着陆的大速度阶段，反推和减速板的减速效果最为明显。因此，不要延迟选择反推。

减速板完全放出，以及最大反推和最大人工防滞刹车的共同使用可以获得最短的着陆停止距离。



Operational factors affecting actual landing distance

影响实际着陆距离的因素

接地时的裕度

mod30020(A318)

接地时的几何限制	VAPP 时的俯仰姿态（V 参考+5 节）(1)	接地时的俯仰姿态	CLEARANCE (2)
17.3 度	待定	待定	待定

注:（1）进近时的飞行轨迹约为: -3 度

（2）CLEARANCE=几何限制-接地时的俯仰姿态

mod24105(A319)

接地时的几何限制	VAPP 时的俯仰姿态（V 参考+5 节）（1）	接地时的俯仰姿态	CLEARANCE (2)
15.5 度	3.4 度	7.7 度	7.8 度

注:（1）进近时的飞行轨迹约为: -3 度
（2）CLEARANCE=几何限制-接地时的俯仰姿态

STD(A320)

接地时的几何限制	VAPP 时的俯仰姿态（V 参考+5 节）（1）	接地时的俯仰姿态	CLEARANCE (2)
13.5 度	3.3 度	7.6 度	5.9 度

注:（1）进近时的飞行轨迹约为: -3 度
（2）CLEARANCE=几何限制-接地时的俯仰姿态

MOD22013(A321)

接地时的几何限制	VAPP 时的俯仰姿态（V 参考+5 节）（1）	接地时的俯仰姿态	CLEARANCE (2)
11.2 度	2.4 度	6.6 度	4.6 度

注:（1）进近时的飞行轨迹约为: -3 度
（2）CLEARANCE=几何限制-接地时的俯仰姿态

MOD22013+25966(A321)

接地时的几何限制	VAPP 时的俯仰姿态（V 参考+5 节）（1）	接地时的俯仰姿态	CLEARANCE (2)
10.8 度	2.4 度	6.6 度	4.2 度

注:（1）进近时的飞行轨迹约为: -3 度
（2）CLEARANCE=几何限制-接地时的俯仰姿态

避免擦机尾

尽管大多数擦机尾是因为偏离了正常的着陆技术，但也有些是受外部条件的影响，如颠簸和风的梯度变化。

偏离正常的技术

偏离正常的着陆技术是导致擦机尾的最常见的因素。主要原因如下:

· 在拉平前速度减小到远低于 Vapp

飞行速度过小意味着大迎角和大俯仰姿态，因此会减小离地余度。当达到拉平高度时，飞行员不得不明显增大俯仰姿态以减小下沉率。这可能导致俯仰角超出限制。

· 为了柔和接地，平飘时间过长

随着俯仰的增加，飞行员需要把视线向前移的更远，以判断飞机和地面的相对位置关系。姿态和距离的关系可能导致俯仰姿态增大超过限制角。

· 拉平过高

拉平过高可能导致空速减小和平飘过长。由于两者都可以导致俯仰姿态的增大，因此减小了机尾裕度。

· 拉平高时下沉率过大

如果在接近地面时下沉率过大，飞行员可能通过增大俯仰率来避免接地过重。该措施可以明显增大俯仰姿态，因为升力的增大可能不足以明显减小下沉率，过快的俯仰变化可能造成接地后操纵困难，尤其是出现跳跃。

· 接地时跳跃

万一在接地时飞机跳跃，飞行员可能尝试增大俯仰姿态以确保再次柔和接地。如果弹跳导致重接地，并带有较大的上仰率，控制俯仰非常重要，以防止仰角进一步增大超过限制。

进近和着陆技术

稳定的进近是成功着陆的基本保证。很重要的一点是，在拉平高度时保持正确的下滑轨迹和速度。自动油门和 FPV 可以有效的帮助飞行员。

通过使用 FMGS 计算功能以及对风的修正（在 FCOM/QRH 中提供）可以确定 Vapp。作为提醒，当飞机接近地面时，风的强度减小并且风向变化（在北纬方向减小）。接近地面时两者的影响都可能减小顶风分量，风对 Vapp 的修正可以补偿该影响。

当飞机接近地面时，即使是为了保持追踪下滑轨迹，也应避免过大的下沉率。最主要的是控制好姿态和下沉率。如果不能在正常的接地范围接地，应执行复飞。

如果飞机在拉平高度时速度保持 Vapp，并且飞行轨迹角稳定，使用 SOP 着陆技术可以获得正常的接地姿态和速度。

拉平期间，不应当集中在空速上，而是集中在姿态以及外部的目视参考上。因为地面影响，在拉平期间空速显示受到静压误差的影响。

着陆时，如果俯仰姿态过大，PNF 应喊出。

接地后，飞行员应柔和但不要延迟的把前轮“飞”到跑道上，并且注意受地面扰流板放出而产生的向上的俯仰力，即使扰流板放出使仰角增大的影响大多会由操纵法则自行补偿。

接地时跳跃

如果出现轻微弹跳，保持慢车推力，保持俯仰姿态并完成着陆。不要增加俯仰姿态，特别是在飞机接地较重并带有较大的俯仰率的情况下。

如果出现严重跳跃，保持俯仰姿态，并开始执行复飞。复飞过程中，不要试图避免飞机二次接地。即使二次接地，如果保持了姿态，也不会造成接地过重导致飞机受损。

只有在安全建立复飞以后，襟翼收回一档和收上起落架。严重跳跃以后不应试图继续落地，因为这时可能需要增加推力以争取在二次接地时不至于过重，同时跑道长度可能不足以保证安全的停住飞机。

综合影响

单一因素不会导致擦机尾，但几个因素综合在一起则可以明显减小安全裕度。

前言

当需要复飞，而没有认识到和正确执行复飞，这是最后导致进近和着陆事故发生的主要原因。由于复飞并不是经常发生，因此脑海里时常想着复飞很重要。做出复飞的决定不应延迟，因为早一些复飞要比在低高度最后一刻复飞安全。

应考虑复飞的情况

在下列情况下必须考虑复飞：

- 怀疑或丧失情景意识
- 出现故障，不能安全完成进近，如严重导航问题
- ATC 更改最后进近指令,导致机组动作慌乱,或出现潜在的不稳定进近
- 进近中速度，高度和飞行航迹不稳定，在 IMC 条件 1000 英尺，VMC 条件 500 英尺不能建立稳定进近
- 出现任何 GPWS，TCAS 或风切变告警
- 达到最低下降高度时不能获得足够的目视参考。

AP/FD 复飞阶段的启动

Std or (mod 25863 + mod 28551)

当推力手柄调定在 TOGA 位时，只要襟翼手柄选择在 1 或更大，复飞阶段启动。复飞变为现用的飞行计划并且先前所飞的进近返回到飞行计划。

复飞时，飞行的参考基准是姿态。因此，如果“小鸟”接通，PF 应该指令 PNF 选择 HDG/VS，取消“小鸟”。如果正在使用飞行指引，FD 指引杆将代替原有的 FPD 显示。

如果自动驾驶仪或飞行指引接通，则 SRS 和 GA TRK 模式接通。

如果自动驾驶仪和飞行指引均未接通，则 PF 保持 15° 俯仰。

如果在复飞期间不需要使用 TOGA 推力，例如，因 ATC 指令较早复飞，瞬时将推力设定到 TOGA 推力来更新飞行计划，这一点很重要。如果不执行该动作，目的地机场将被清除，并且主飞行计划将变成 PPOS-DISCONT-。

复飞阶段

Std or (mod 25863 + mod 28551)

带 FD 复飞

SRS 方式使用最大速度为 Vapp 或选择 TOGA 时的 IAS（FMS2 时双发限制为最大 Vapp+25 或单发限制为 Vapp+15）引导飞机直到增速高度，增速高度后，目标速度变为绿点速度。

一些 FMS 的异常可能阻止目标速度的自动增大。如果此现象出现，拔出 FCU ALT 旋钮，人工断开 SRS 方式，允许目标速度增大到绿点速度。需要注意，当接近 FCU 指令高度，一旦 ALT*方式接通，则目标速度增大到绿点速度。

GA TRK 方式引导飞机在选择 TOGA 时记忆的航迹上飞行。只要在进近中能够正确更新飞行航路点，复飞航路变为现用的飞行计划。按压得到 NAV 后可以按照复飞航路飞行。

高于增速高度，目标速度为绿点速度。

无指引仪复飞

PF 保持飞机姿态 15 度。

在增速高度以前不要打开飞行指引仪，因为这时接通指引仪并不能得到 SRS 方式。（打开指引仪飞机将保持接通时的 V/S，V/S 方式现用。）

在减推力/增速高度，人工选择绿点速度。然后再把油门杆收到爬升位，这是因为在选择的速度方式后，自动油门将现用。

然后机组打开 FD，选择适合的方式。

mod 25863

SRS 方式使用最大速度为 Vapp 或选择 TOGA 时的 IAS（FMS2 时双发限制为最大 Vapp+25 或单发限制为 Vapp+15）引导飞机直到增速高度，增速高度后，目标速度变为绿点速度。

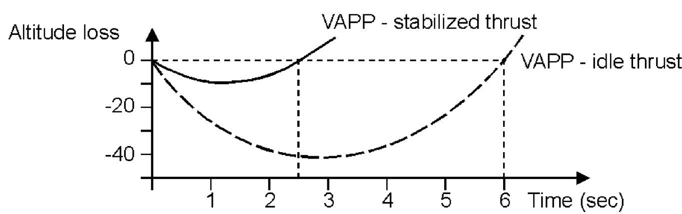
一些 FMS 的异常可能阻止目标速度的自动增大。如果此现象出现，拔出 FCU ALT 旋钮转，人工断开 SRS 方式，允许目标速度增大到绿点速度。需要注意，当接近 FCU 指令高度，一旦 ALT*方式接通，则目标速度增大到绿点速度。

GA TRK 方式引导飞机在选择 TOGA 时记忆的航迹上飞行。只要在进近中能够正确更新飞行航路点，复飞航路变为现用的飞行计划。按压得到 NAV 后可以按照复飞航路飞行。

高于增速高度，目标速度为绿点速度。

发动机增速

当飞行员设置 TOGA 推力复飞时，因为高涵道比发动机的增速能力，发动机需要一些时间增速。因此，飞行员必须清楚飞机开始会损失一些高度。如果起始推力为慢车和/或飞机速度低于 Vapp，高度损失将更多。



离开复飞阶段

离开复飞阶段的目的是根据机组选择的策略获取正确的目标速度和和正确的预测。在复飞期间，机组将进行以下两种选择:

· 二次进近
· 备降

二次进近

如果进行二次进近，机组应在 MCDU PERF GO-AROUND 页面启动进近阶段。根据襟翼手柄的设置，FMS 将改变目标速度，例如，襟翼 0 为绿点速度。

在二次进近期间，机组将确保航路点及时更新，以便需要再次复飞时有可用的复飞航路。

备降

一旦飞机飞行航迹建立并且获取指令，机组将更改 FMGS 以使 FMGS 从复飞阶段转换到爬升阶段:

· 如果机组在现用的飞行计划中准备了 ALTN FPLN，则需要在 TO WPT 进行横向更改。选择 ENABLE ALTN 提示符后，如果先前的方式在 NAV，水平方式变为 HDG。飞机将使用 HDG 或 NAV 的 DIR TO 功能飞向下一个航路点。

- 如果机组在 SEC F-PLN 中准备了 ALTN FPLN，SEC F-PLN 将启动，并需要执行 DIR TO。AP/FD 必须在 HDG 模式，以显示 ACTIVATE SEC F-PLN 提示键。
- 如果机组未准备 ALTN FPLN（备降飞行计划），将起始选择的爬升。一旦建立爬升并且无障碍，机组将在任何航路点进行水平更改以便插入 NEW DEST。航路和 CRZ 高度（在 PROG 页面）可以按需更新。

中断着陆

中断着陆定义为在低于最低下降高度进行复飞。

一旦做出中断着陆的决定，飞行机组必须进行复飞并且不能因为做出决定过晚而尝试收推力手柄进行着陆。

必须实施 TOGA 推力，但应当考虑延迟收襟翼。如果飞机在跑道上，当施加推力时，襟翼在全形态时将激发 CONFIG 警告。当建立正上升，不会出现再次接地的风险时，应当收起落架。按标准复飞程序爬升。

在任何情况，如果已经使用了反推，必须着陆全停。

刹车风扇（若安装）

如果刹车热源不均匀，使用刹车风扇可以导致刹车表面热点炭化增大，导致刹车的快速降级。因此，应当延迟选择刹车风扇直到接地后约 5 分钟或停在停机位之前（以先发生者为准）。

刹车温度

Mod 22013 或 25951

当到达停机位时，如果在同一起落架上的机轮之间的刹车温度存在明显差异，这将对刹车造成潜在的危害，必须进行维护。如果一个机轮达到极限温度 425 度，而其他所有机轮刹车指示低于 325 度，这说明刹车锟条出现问题或一直使用该机轮刹车。相反，如果一个机轮未超过 60 度而其他刹车温度超过 160 度，说明该机轮刹车未用。

如果刹车温度超过 500 度并且风扇关断（350 度风扇接通），除非操作需要，应避免使用停留刹车以防止刹车损坏。

如果一个机轮刹车温度超过 500 度，应进行维护。

MMEL 提供了有/无风扇的刹车地面冷却时间。

Std 或 Mod（25951+ 332239）

当到达停机位时，如果在同一起落架上的机轮之间的刹车温度存在明显差异，这将对刹车造成潜在的危害，必须进行维护。如果一个机轮达到极限温度 600 度，而其他所有机轮刹车指示低于 400 度-450 度，这说明刹车锟条出现问题或一直使用该机轮刹车。相反，如果一个机轮未超过 60 度而其他刹车温度超过 200 度，说明该机轮刹车未用。

如果刹车温度超过 500 度并且风扇关断（350 度风扇接通），除非操作需要，应避免使用停留刹车以防止刹车损坏。

如果一个机轮刹车温度超过 900 度，应进行维护。

MMEL 提供相关的刹车地面冷却时间，有风扇关断或风扇接通两种情况。

Mod22013+24044

当到达停机位时，如果在同一起落架上的机轮之间的刹车温度存在明显差异，这将对刹车造成潜在的危害，必须进行维护。如果一个机轮达到极限温度 600 度，而其他所有机轮刹车指示低于 400 度-450 度，这说明刹车锟条出现问题或一直使用该机轮刹车。相反，如果一个机轮未超过 60 度而其他刹车温度超过 200 度，说明该机轮刹车未用。

如果刹车温度超过 500 度并且风扇关断（350 度风扇接通），除非操作需要，应避免使用停留刹车以防止刹车损坏。

如果一个机轮刹车温度超过 800 度，应进行维护。

MMEL 提供相关的刹车地面冷却时间，有风扇关断或风扇接通两种情况。

发动机冷却时期

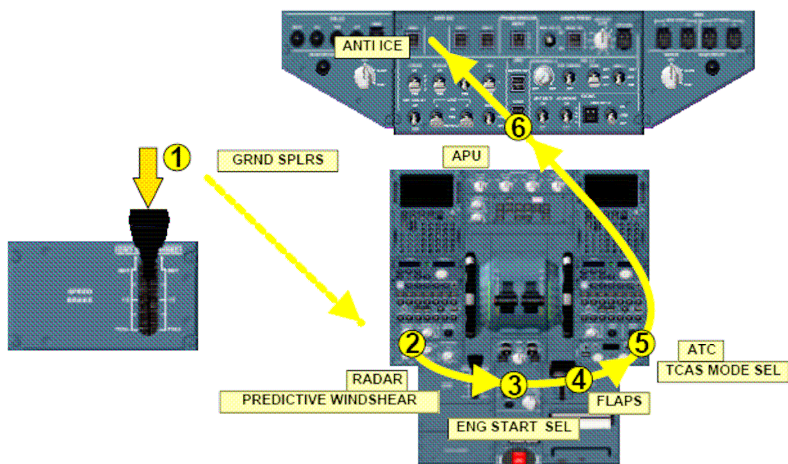
要避免发动机热源过重，要求按照 FCOM 3.03.25 章节中的描述以慢车，或接近慢车推力使发动机冷却一段时间。

一台发动机关车时滑行

参阅 FCTM 02.003

着陆后流程

PF PNF


ANTI ICE
GRND SPLRS
APU
ATC
TCAS MODE SEL
RADAR
PREDICTIVE WINDSHEAR
FLAPS
ENG START SEL

前言

非正常操作章节强调了一些在非正常和应急操作中使用的技术。本章中的某些程序考虑的是同时出现两个或三个失效的情况。虽然发生这样故障的情况机率极小，但对于这种情况下处置和管理飞机的后果有所了解还是有用的。所有情况下，应按照 FCTM 操作原则-ECAM 01.004 来处理 ECAM。

着陆距离程序

出现故障后，ECAM 状态页如显示“LANDING DISTANCE PROC….APPLY”，机组需查找 QRH 第二章的着陆构型/进近速度/着陆距离/失效后修正表并读取：

· 着陆襟翼手柄位置
· 如需要，确定进近速度与基准速度的差值
· 计算着陆距离的系数

确定 VAPP

背景

一些故障影响进近速度。

· 一些故障（尤其是襟、缝翼失效）会增加 VLS。在这种情况下，显示在 PFD 上的 VLS（如可用）考虑了飞机的实际构型。
· 其他一些失效，需要以高于 VLS 的速度飞来提高飞机的操纵性。在着陆构型时，需在 PFD 上显示的 VLS 的基础上加上速度增量。

做进近和着陆准备时，机组需事先知道 VAPP。因未达到着陆构型，所以那时 PFD 上显示的 VLS 并不合适。使用 VREF(即 CONF FULL 时的 VLS)确定 VAPP, 在 MCDU PERF APPR 页和 QRH 上均可查到。然后再加上 QRH 中查到的 VREF 增量。

Vapp = Vref + ? Vref + Wind correction

(? Vref + Wind correction: When required)

方法

如果 QRH 显示有 Vref 增量

Select CONF FULL
Read VREF = VLS CONF FULL

Add ΔVREF to VREF

WIND CORRECTION	
ΔVREF ≥ 20KT	ΔVREF < 20KT
NO WIND CORRECTION	1/3 HEADWIND (ΔVREF + WIND CORR LIMITED TO 20KT)

Add wind correction, if applicable

Enter VAPP manually
Select CONF 3, if LDG IN CONF 3

当在五边完全建立形态时，由机组根据在 PFD 速度刻度上显示的 VLS 计算最后进近速度的合理性。

若 QRH 上无速度增量

按正常操作进行（使用由 FMS 计算的 MCDU VAPP）。

着陆距离的计算

实际的着陆距离是从高于跑道道面 50 英尺至飞机完全停稳的距离。该距离是在试飞时测量的，代表飞机的最大性能。QRH 中称此距离为不带自动刹车的着陆距离。

若空中出现了任何故障，需要以一个系数乘以实际的着陆距离，则该系数为构型全时的“不带自动刹车的着陆距离”。

同时，QRH 中“带自动刹车的自动着陆距离”表，给出了正常操作时的飞机性能。因此，在改航且不需使用着陆距离系数的情况下，机组可查该表。

低速发动机失效

如果低速时发动机失效，偏转会十分明显，这将导致飞机快速偏离跑道中心线。因此，一旦起飞推力设定，机长要把手放在推力手柄上。方向的控制由立即收推力杆并使用最大方向舵和刹车来控制完成。如需要，使用前轮转弯手柄以防止飞机偏出跑道。

中断起飞

影响中断起飞的因素

经验显示即使按照正确的程序执行，中断起飞也是危险的。一些影响成功中断起飞的因素如下：

· 轮胎破损
· 刹车磨损或工作不正常
· 最大重量计算错误
· 性能计算不准确
· 对正跑道中线技术不正确
· 初始刹车温度
· 开始执行中断程序时有延迟
· 跑道的摩擦系数比预期低

飞行前准备充分，认真做绕机检查可排除上述中部分因素。

滑出时，要求机组做起飞简令。做简令时，要证实计算出的起飞数据反映了实际的起飞条件，如风、跑道条件等。如任何条件同计划的条件有所改变，机组要重新计算起飞数据。在这种情况下，若机组没有完全做好准备时不要急于接受起飞指令。类似情况还有，在未检查完起飞性能前不要接受缩短跑道起飞指令。

对正跑道技术非常重要,飞行员可使用相关的转弯技术以最小限度的减少跑道长度损失，进而使可用加速停止距离最大化。

决断

中断起飞是有潜在危险的机动，而做决断的时间是有限的。为尽量减少不恰当的中断起飞决断的做出，在 80 节至 1500 英尺之间许多的警告、警戒被抑制。因此，在此阶段出现的任何警告均视为严重的。

为帮助做出决断，将起飞分成低速和高速两种情况，100 节是分界线。该速度并不重要，只选做用于帮助机长做决策，以避免高速度时不必要的中断:

- 低于 100 时，若出现任何 ECAM 警告/警戒，机长应认真考虑中断起飞。
- 高于 100 接近 V1 时，机长应“一心要起飞”，除非出现了重大失效，如突然丧失推力，或任何表明飞机不能安全飞行的指示，或出现 ECAM 警告/警戒。

如果距 V1 不到 20 节时，除非轮胎的碎片导致发动机参数波动，否则最好继续起飞升空，耗油后用可用全跑道长度落地。

机长负责做出中断起飞的决定，且必须在速度达到 V1 前:

- 如果在 V1 前出现故障，机长不打算中断起飞，则机长宣布意图，报“继续”。
- 如果做出中断起飞的决定，机长报“中断”。这个口令一是证实中断起飞的决定，同时也表明由机长操纵飞机。这是唯一不报“我操纵飞机”，而把飞机接管过来的情况。

中断起飞程序

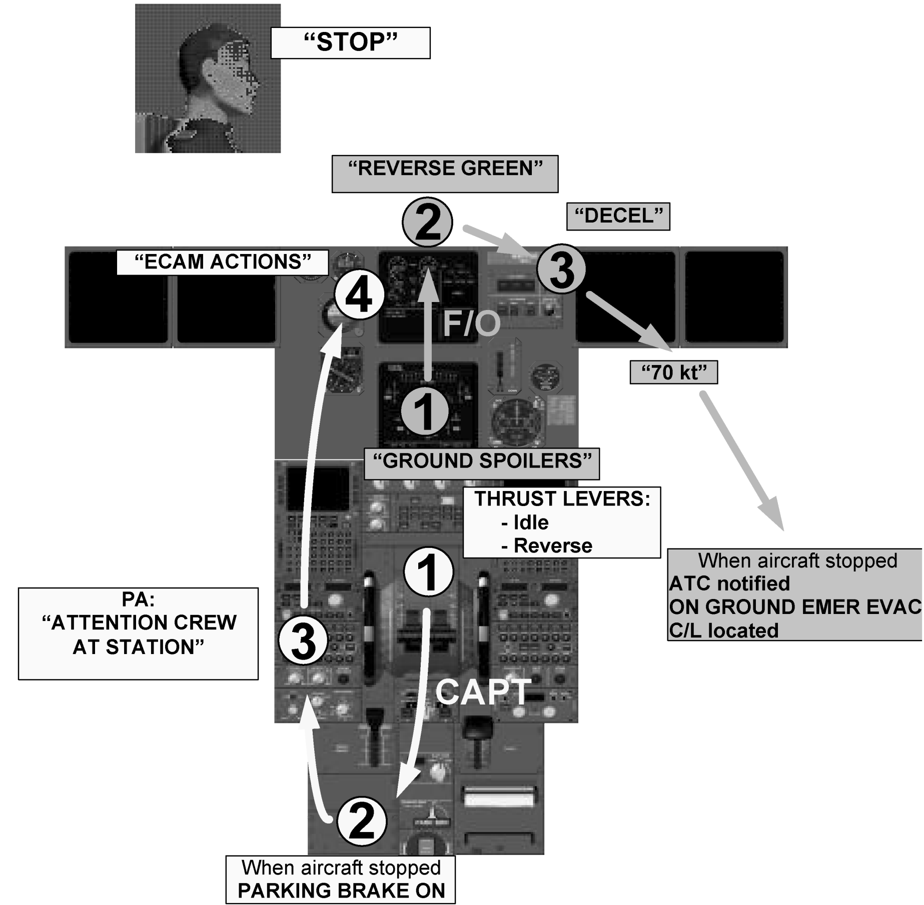
如开始执行中断起飞程序，按下列进行机组分工:

机长	副驾驶
宣布 .... “中断” 推力杆 .... 慢车 反推 .... 最大可用	喊话................... “地面扰流板” “反推变绿” “减速” “速度 70” 止响 报告 ATC 准备好地面紧急撤离检查单
<u>飞机停稳</u> 反推 .... 收上 停机刹车 .... 刹住 旅客广播 ..... “机组注意,各就各位” 宣布 .... “ECAM 动作”	完成 ECAM 动作

如果低于 72 节中断起飞，扰流板不会伸出，自动刹车不工作。

如果已执行中断起飞，MAX 自动刹车使飞机减速，机长避免踩脚踏板（可能是下意识的动作）。相反，如发觉飞机未减速，机长要将脚踏板踩到底。

如果因发动机失火而中断起飞，完成 ECAM 动作直到关断好发。



Rejected take-off flow pattern

中断起飞动作流程

紧急撤离

介绍

在地面发动机失火并不可控，是需要紧急撤离的典型情况。这种情况，要求机组在中断起飞或落地后密切配合以完成这项高强度的工作。

决断

飞机停稳以后，停留刹车刹住，机长通知乘务组并宣布 ECAM ACTIONS。这时的分工如下:

· 副驾驶执行 ECAM 动作，直到将好发关车。
· 机长根据情况做撤离方面的决定。要考虑以下因素:

- 在跑道上进行旅客撤离的可能。
- 尽早脱离跑道。
- 向 ATC 报告自己的意图或要求。

如果灭火剂释放后，火势仍然难以控制，机长发口令做位于 QRH 背面的地面紧急撤离检查单。

地面紧急撤离检查单

地面紧急撤离检查单是提问/回答类型的检查单。需要强调一些项目:

· 检查压差为零很重要。

自动增压模式时，机组可依靠 CPC，不必检查压差。

如空中使用的是人工模式，CAB PR SYS (1+2) FAULT {客舱增压系统（1+2）失效}程序要求在五边进近时将 MAN V/S CTL (人工客舱垂直速度控制)开关扳到 FULL UP（全向上）位置以释放余压。但位于客舱门的余压传感器指示器，在滑梯预位时被抑制，因此紧急撤离检查单要求检查压差。

起飞时至少一个自动客舱压力控制工作才能放行，所以起飞时从不使用人工控制客舱压力，因此中断起飞后做紧急撤离时无需检查压差。

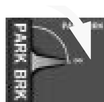
· *乘务组（旅客广播）……通知*提醒机长发出“乘务组各就各位”口令。

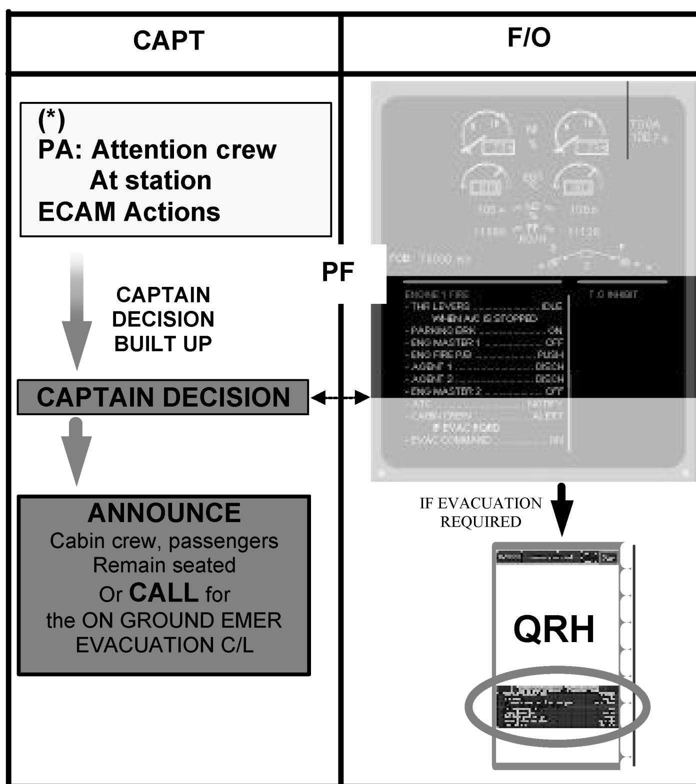
· *撤离……开始要求*

－通知乘务组开始撤离并
－启动 EVAC(紧急撤离)信号。
最好按此顺序做，使乘务组清楚明了。

在地面发动机停车，右圆顶灯可用,以完成地面紧急撤离检查单。

当飞机只有电瓶电源时，机组座椅只能机械操作。





(*) 在中断起飞的情况下，机长喊“中断”。此喊话确认了机长操纵飞机。在着陆并且停留刹车刹住后，如需要表明接管操纵，机长喊“我来操纵”。

V1 后发动机失效

飞机的处置

如果 V1 后发动机失效，必须继续起飞。最重要的是控制好飞机的状态。在开始执行 ECAM 程序前，飞机必须保持稳定的俯仰姿态和空速,并建立了正确的飞行航迹。

在地面，按传统方式使用方向舵使飞机保持在跑道中心线上。在抬轮速度，持续拉杆到初始俯仰姿态 12.5 度。当灵活温度高而 V 值低时，在抬轮和离地时要特别小心。12.5 度的俯仰值会保证飞机升空。然后跟随 SRS 指令杆（可能低于 12.5 度的俯仰）以获得或保持 V2。

当飞机安全升空，正上升率并且无线电高度增加时，辅助操纵报“正上升”，以提醒主操纵收轮。

使用方向舵防止偏航。升空后不久，PFD 上会出现蓝色的偏航指标代替正常的侧滑指示。调整方向舵使偏航指标为零。偏航指标调到中间时，整体阻力最小，尽管有少量的侧滑。偏航指标是折衷考虑操纵舵面偏转产生的阻力和少量的侧滑产生的机身阻力后计算出来的。使偏航指标调到中间比传统的小球产生更小的阻力，因其已将方向舵偏转，副翼偏转，扰流板伸展和飞机机身角等都考虑在内了。

机组应牢记偏航阻尼根据探测到的侧滑做出反应。也就是说，如果手离开侧杆不踩方向舵，飞机的坡度最大 5 度，并会保持稳定。因此，水平方向上，飞机是一个稳定的平面，不用急于进行横向配平。

按传统方式用坡度控制航向，使用方向舵使偏航指示保持在零位。如方向舵蹬到底也不能使偏航指示为零，则增速。按传统方式配平方向舵。

强烈建议使用自动驾驶仪。一发失效后，先配平方向舵再接通自动驾驶仪。接通自动驾驶仪后，方向舵配平由自动驾驶仪管理，因此人工方向舵配平指令（包括复位）被抑制。

考虑推力

考虑使用 TOGA，记住以下几点：

· 灵活起飞时，选择好发到 TOGA 马力将提供额外的性能裕度，但并非是减推力起飞的要求。使用 TOGA 会很快增加推力，但这会造成偏航力矩和俯仰率的增加。TOGA 会获得推力裕度，但会增加操纵飞机的难度。

· TOGA 推力限制在 10 分钟以内。

程序

开始执行程序

主操纵下口令开始执行程序。直到满足以下条件才能采取行动（按主警告灯止响除外）：

· 建立适当的飞行航迹，且
· 如果在起飞、进近、复飞时发生故障，飞机至少高于跑道 400 英尺。建议高度为 400 英尺，因为这个高度是稳定飞机所需的必要时间和开始程序的过分延迟之间的适度折衷。在某些应急情况下，如果已建立飞行航迹，主操纵可在 400 英尺以下开始 ECAM 动作。

辅助操纵密切监控飞机航迹，取消主警告/警戒。在无线电高度 400 英尺，辅助操纵读出 E/WD 第一行上的 ECAM 题目。主操纵建立好飞行航迹后，证实故障。如果有必要延迟 ECAM 程序，主操纵指令“稍等”，否则宣布“我操纵，ECAM 动作”。

通常，只有涉及推力杆和/或发动机主电门，以及需要清除红色警告的动作应在平飞增速和收襟翼前完成。但是，如果发动机失效（有破损）或发动机失火，应做 ECAM 程序一直到发动机安全为止。

增速阶段

在单发增速高度，按 ALT 改平、增速。如果人工飞行，主操纵应记得随着速度的增加，减小方向舵输入以保持偏航指示在中间。正常收襟翼。襟翼手柄在零位以后，偏航指示恢复为正常的侧滑指示。

最后起飞阶段

速度趋势箭头到绿点速度时，拔出 ALT，开放爬升（OPEN CLIMB），当 FMA 上 LVR MCT 信息闪烁（速度指标到绿点时触发）设置 THR MCT，并用 MCT 恢复爬升。如果推力手柄已在 FLX/MCT 卡槽，移动手柄到 CL 位再回到 MCT。

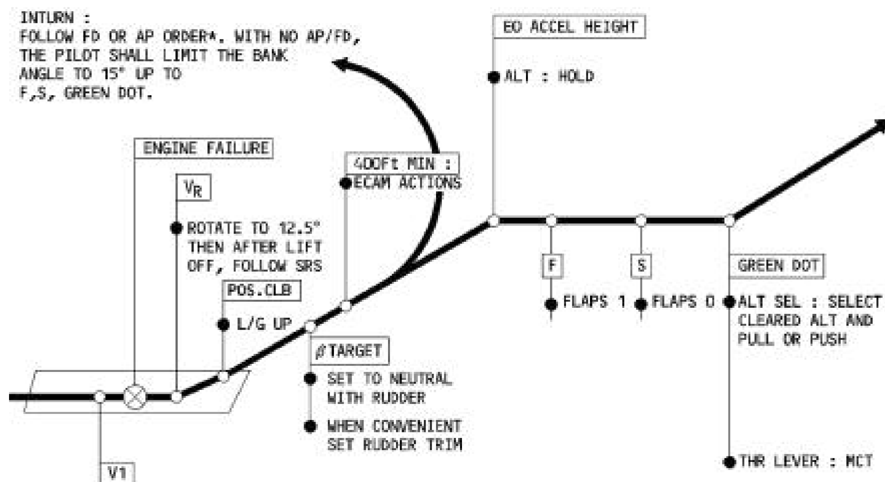
起飞后一发失效后，取消减噪程序要求。另外，增速高度是越障余度和发动机推力使用时间限制的折衷。在该高度上允许飞机改平，收襟翼到 0 位，并使飞机增速到绿点速度，绿点速度 可提供最佳爬升梯度。

一旦飞机建立最后的起飞航迹，继续 ECAM 直到状态页显示。这时，完成起飞后检查单，考虑计算机复位和咨询 OEB（如适用）。然后，继续状态页面。

单发飞行航迹

单发飞行航迹应按照在停机位做的起飞前简令执行:

- 单发标准离场（注意决断点位置）
- 标准离场
- 雷达引导....



Engine failure after V1

初始爬升时发动机失效

按上述程序执行。如果 V2 后发动机失效，保持 SRS 指令的姿态。任何情况下，最低速度不得低于 V2。

觉察到一发失效，FMGS 根据单发构型进行预测，以前 MCDU 输入的预选速度被清除。

巡航时发动机失效

概述

巡航时发动机失效的处置有以下三种策略:

· 标准策略
· 越障策略
· 固定速度策略

固定速度策略参考 ETOPS 运行。FCOM 2“特殊操作”探讨了这个问题，并作为单独的课程来教授。

除非签派时(考虑到 ETOPS 或山区)已设定特定的程序，否则使用标准策略。

程序

一旦发现一发失效后，主操纵同时:

· 好发设 MCT
· 断开自动油门

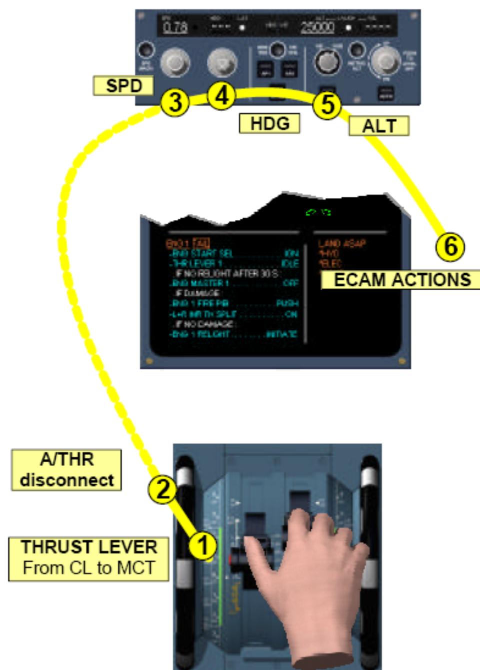
然后，主操纵将

· 根据策略选择 SPEED
· 若适合，拔出 HDG(航向)避开航路，最好选择飞向备降场的航向。需考虑飞机与关键点的相对位置。
· 在 FCU ALT 窗，选择合适的单发高度，并拔出,OPEN DES.

然后，主操纵将

· 要求做 ECAM 动作

在接近受重量限制的高度层时，机组动作不应延迟，由于此时速度会快速减小,因此需要机组立刻作出反应。机组应避免使速度低于绿点。



断开自动推力，以避免根据策略选择速度时或拔出 OPEN DES 开始下降时推力减小。自动推力断开时，在 OPEN DES 模式目标速度由升降舵控制。

不要急于做 ECAM 动作，因为正确的完成程序很重要。一般来说，所有的动作都有足够的时间进行交叉检查。

标准策略

调目标速度.78/300kt,选择该速度是为确保飞机处于稳定的发动机风转启动空中点火的速度包线内。

应将显示在 MCDU PROG 页面上的 REC MAX EO （推荐的最大单发）巡航高度即防冰关时的远程巡航高度，调定在 FCU 上。(双 FM 失效时可在 QRH 上查到单发远程巡航速度的最大高度）

如果 V/S 低于 500 英尺每分钟，选择 V/S 500 英尺每分钟并接通 A/THR。在接近改平高度时容易出现此情况。

到改平高度，从 QRH 或 FCOM3.06.30 查单发远程巡航性能。

越障策略

因地形需要尽量保持高高度时，必须执行飘降程序，目标速度为绿点。程序同标准程序相似，但这时的目标速度为绿点速度，所以下降率和下降角度都比较小。

MCDU PERF CRZ 页显示单发飘降最大高度，假定速度为绿点并调定在 FCU 上。(可在 QRH 和 FCOM 上查到单发绿点速度的最大高度)。

如果到了飘降的最大高度，仍存在越障问题，则继续执行飘降程序，飞一个上升的巡航剖面。

如果飘降之后没有越障问题，在 FCU 上调定远程巡航最大高度，速度增加到远程巡航速度，接通自动油门。

单发着陆

一发失效时可自动着陆，最大限度地使用自动驾驶仪以减少机组工作量。如需要按传统方式人工进近并着陆,机组应打配平使侧滑指示在中间。当好发的推力低于某值时，该指示一直显示为黄色。

当选择襟翼并且发动机推力高于该值时，指示变成蓝色的偏航指式。同时该变化也说明飞机正接近最大推力。

不要过早放轮，否则需要较大推力以保持飞机在重量较重和在机场高度较高的情况下保持平飞。

为便于着陆滑跑，进近的最后阶段可以把方向舵配平回零。按压方向舵配平复位钮，配平解除，注意需增加施于方向舵的力。方向舵配平回零，则方向舵脚蹬回中立位，方向舵和前轮无偏转。

单发盘旋

单发盘旋要求三边时使用构型 3，轮放下。在天气热、机场高、着陆重量大的情况下，使用构型 3 且轮放下可能保持不了平飞。这种情况，应在建立五边进近后再放轮。在轮放下并锁定前，根据盘旋的高度，可能低于无线电高度 750ft 时会出现 L/G GEAR NOT DOWN(起落架未放下)的警告，在低于无线电高度 500ft 会出现 GPWS“TOO LOW GEAR”的警告。因此，如天气允许,建议盘旋时高度应该高一些。

单发复飞

单发复飞同双发复飞相似。使用 TOGA 时，需要立即使用方向舵使侧滑目标回中立。如襟翼手柄选在 1 或大于 1 的位置，会接通 SRS 并跟随。如 SRS 不可用，初始目标俯仰姿态为 12.5 度。FD 的横向模式是 GA TRK，但必须考虑地形越障。在单发增速高度选择 ALT(按压 V/S 保持平飞),收襟翼后使用“V1 后单发”部分描述的技术继续爬升。

尽快着陆

机长对飞行的操作和安全负责,并必须做决定按计划继续飞行或改航。紧急情况时，机长的权利还包括偏离正常的规则以满足紧急情况的要求。所有情况下，机长都有责任采取必要的安全措施。

ECAM 以琥珀色或红色显示 LAND ASAP 帮助机组做决定:

· 如果不正常程序造成 ECAM 以琥珀色显示 LAND ASAP，机组应考虑情况的严重性并选择合适的机场。

· 如果紧急程序造成 ECAM 以红色显示 LAND ASAP，机组应在最近可用机场着陆。

FMGC 失效

一部 FMGC 失效

如果一部 FMGC 失效，与该侧相连侧的自动驾驶仪将断开。使用与另一部 FMGC 相连的自动驾驶仪。自动推力保持工作。然后，将 ND 调成与另一侧相同的范围以恢复受影响侧的 ND。

机组考虑 FMGC 复位，细节在 QRH 中。

双 FMGC 失效

如双 FMGC 失效，AP/FD 和 A/THR 将断开。机组应试图将 AP 和 A/THR 重新接通以恢复它们的工作.（如果 FMGC 中的 FG 部分可用，则可恢复）。

如不能恢复 AP 和 A/THR，移动推力手柄以恢复人工推力。关掉指引仪、选择 TRK/FPA，以蓝色的航迹指示和小鸟。使用无线电管理面板调谐助航设备。

参照 QRH 复位计算机，按需根据 FCOM 4.06.20 重新装载计算机。

紧急电气形态的介绍

本节讨论的程序是紧急电气形态。尽管遇到这种情况的机会很少，但了解下列信息还是有用的:

· 复习技术背景
· 复习此情况下该遵循的总体原则
· 不同电源情况下主要可用系统

技术背景

Std 或 mod 28160+28917

由于失去 AC BUS 1 和 2 造成紧急电气形态。冲压空气涡轮自动放出，它给蓝液压电路供电，从而驱动应急发电机。应急发电机向主交流和主直流汇流条供电。

放轮后，应急发电机断电。应急发电机网络自动转换到电瓶供电，主交流卸载汇流条和主直流卸载汇流条断开。

低于 100 节，直流电瓶汇流条自动连接，低于 50 节，主交流汇流条卸载。

Mod 22013 或 24105 或 28160

由于失去 AC BUS 1 和 2 造成紧急电气形态。冲压空气涡轮自动放出，它给蓝液压电路供电，从而驱动应急发电机。应急发电机向主交流和主直流汇流条供电。

低于 125 节，冲压空气涡轮失速,应急发电机断开.应急发电机网络自动转换到电瓶供电，主交流卸载汇流条和主直流卸载汇流条断开。

低于 100 节，直流电瓶汇流条自动连接，低于 50 节，主交流汇流条卸载。

总体原则

Std 或 mod 28160+28917

只有 PFD 1 可用，左座是主操纵。飞机一旦建立安全的飞行航迹并处于控制之中，执行 ECAM 动作。

这属于严重的紧急情况，必须用正确的术语（“MAYMAY”）与管制建立联系。尽管 ECAM 上以红色显示 LAND ASAP，但当天气处于临界状态时，试图降落在一个设备贫乏的机场的想法仍然是不明智的。然而，在此种形态下也不建议飞行时间过长。

AP/FD 和 ATHR 都失去了。备用法则下人工操纵，放轮后为直接法则。机组要知道工作量会增加很多。

因只有 EWD 可用，正确使用 ECAM 控制面板非常重要。（见 FCTM 第一章 -ECAM）。

如果是两台发动机的发电机同时失效，则 APU 发电机正常的可能性也很低。因此，不要试图起动 APU，以防缩短电瓶使用时间（每起动一次约耗电瓶 3.5 分钟）。

清楚的读出 STATUS 页面对于正确评估飞机状态和按正确的顺序采取行动是非常重要的。

该失效的处置参照“复杂程序”。该程序的处置概要包含在 QRH 中，ECAM 程序完成后参照。

QRH 中有 ELEC EMER CONFIG SYS REMAINING(紧急电气形态剩余系统)清单。

起落架放下后，由于电瓶是唯一的电源,飞行时间限定在 22 分钟内，飞行操纵法则变成直接法则。另外，计算特征速度的 FAC 和用于 ILS 调谐的 FMGC1 失去。因此:

· 到 1000 英尺再放下起落架。
· 用 RMP1 预先调出助航设备。

BSCU 失去，前轮转弯和防滞失去。黄液压提供的备用刹车可使用的最大压力为 1000PSI。反推不可用。

RA1+2 失去，相应的自动喊话失去。PNF 人工喊话。

落地滑跑至 50 节时，所有的 CRT 显示失去。

Mod 22013 或 24105 或 28160

只有 PFD 1 可用，左座是主操纵。飞机一旦建立安全的飞行航迹并处于控制之中，执行 ECAM 动作。

这是严重的紧急情况，必须用正确的术语（“MAYMAY”）与管制建立联系。尽管 ECAM 上以红色显示 LAND ASAP,当天气处于临界状态时，试图降落在一个设备贫乏的机场的想法仍然是不明智的。然而，此种形态下也不建议飞行时间过长。

AP/FD 和 ATHR 都失去了。备用法则下人工操纵，放轮后为直接法则。机组要知道工作量会增加很多。

因只有 EWD 可用，正确使用 ECAM 控制面板是非常重要的。（见 FCTM 第一章-ECAM）。

考虑如 ECAM 所示启动 APU，及恢复使用 APU 发电机的可能。

清楚读出 STATUS 页面对于正确评估飞机状态和要按正确的顺序采取行动很重要。

该失效的处置参照“复杂程序”。该程序的处置概要包含在 QRH 中，ECAM 程序完成后参照。

QRH 中有 ELEC EMER CONFIG SYS REMAINING(紧急电气形态剩余系统)清单。

起落架放下后，飞行操纵法则变成直接法则。

保持进近速度至少为最小冲压空气涡轮速度（140 节），以保证应急发电机的供电。

BSCU 失去。前轮转弯和防滞失去。黄液压提供的备用刹车可使用压力最大为 1000PSI。反推失去。

RA1+2 和相应的自动喊话失去。PNF 人工喊话。

落地滑跑至 50 节时，所有的 CTR 显示失去。

剩余系统

电源被分配用于飞行、导航、通讯和确保旅客舒适。QRH 中有 ELEC EMER CONFIG SYS REMAINING (应急电气构型剩余系统)清单。剩余的重要系统是:

应急电气构型重要剩余系统	
飞行	PFD1,备用法则
导航	ND1,FMGC1,RMP1，VOR1/ILS1
通讯	VHF1,HF1,ATC1

电瓶供电时，FAC 1 和 FMGC 1 等额外载荷卸载。

前言

机内失火和冒烟是很严重的情况。机组不仅要处理该紧急情况，并且要面对旅客知道险情后也许会产生的恐慌情绪。因此，要立即采取行动尽快控制燃烧源，并且应考虑立即改航。

烟雾

概述

烟雾由以下任一确认:

· 与 ECAM 动作相关的局部警告，如，厕所烟雾，
· 或在无任何 ECAM 警告时由机组确认。

这将决定机组的行动。

在任何情况下，客舱机组估计并通知驾驶舱有关烟雾浓度和情况严重性的信息很关键。

烟雾/电子舱冒烟纸面程序

烟雾/电子舱冒烟程序执行适用于驾驶舱和客舱烟雾特情的全球通用的基本原理，此基本原理包括:

· 通常动作
· 查找并隔离烟源

而且，在实施程序的任何时候，如烟雾/气味成为最大的威胁，或当烟源已被消除，应完成通用动作下方的方框内排烟项目。

通常动作

当烟雾很明显，无论烟雾来自哪里，在试图确认烟源前，机组应立即完成以下动作。

· 把烟排出机外
· 停止烟雾的再循环
· 隔离可能的烟源

这些动作的目的是避免驾驶舱和客舱的进一步受到污染。

排烟

如有浓烟，在此程序的任何时候，飞行机组可以考虑执行方框内排烟项目。一旦完成排烟程序的第一步，机组可以返回到烟雾/电子舱冒烟程序。

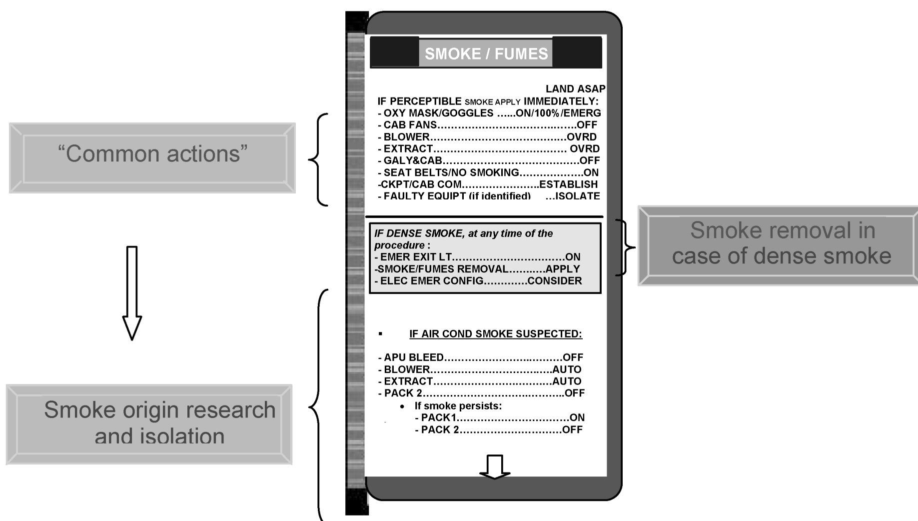
查找并隔离烟源

机组试图通过隔离系统来确认烟源。以下是帮助机组确认烟源的指导:

· 如果烟雾首先来自驾驶舱的通风出口处，或者探测到客舱烟雾，机组可以怀疑是空调系统冒烟。此外，很快会触发一些烟雾警告（货舱，洗手间，电子设备舱）。必须执行所显示的 ECAM 程序。
· 在出现发动机或 APU 故障后，烟雾可能通过引气系统从故障设备冒出，驾驶舱或客舱内可以感觉得到。这种情况下，烟雾将在整个飞机内再循环直至在空调系统完全消失为止。
· 如果仅仅触发了电子设备舱警告，机组可以怀疑有电子设备舱烟雾。
· 如果触发了电子设备舱烟雾警告并且确定故障的设备，机组可以怀疑烟雾来自此设备。
· 出现 ECAM 警告之前可能察觉到电子设备舱或者来自前厨房的烟雾。

QRH 中烟雾/电子舱冒烟程序

全球通用的基本原理的主要步骤在 QRH 烟雾程序中体现。



出现烟雾时机组的动作

1. 如有 ECAM 警告"AVNCS SMOKE（电子设备舱烟雾）飞行机组应该:

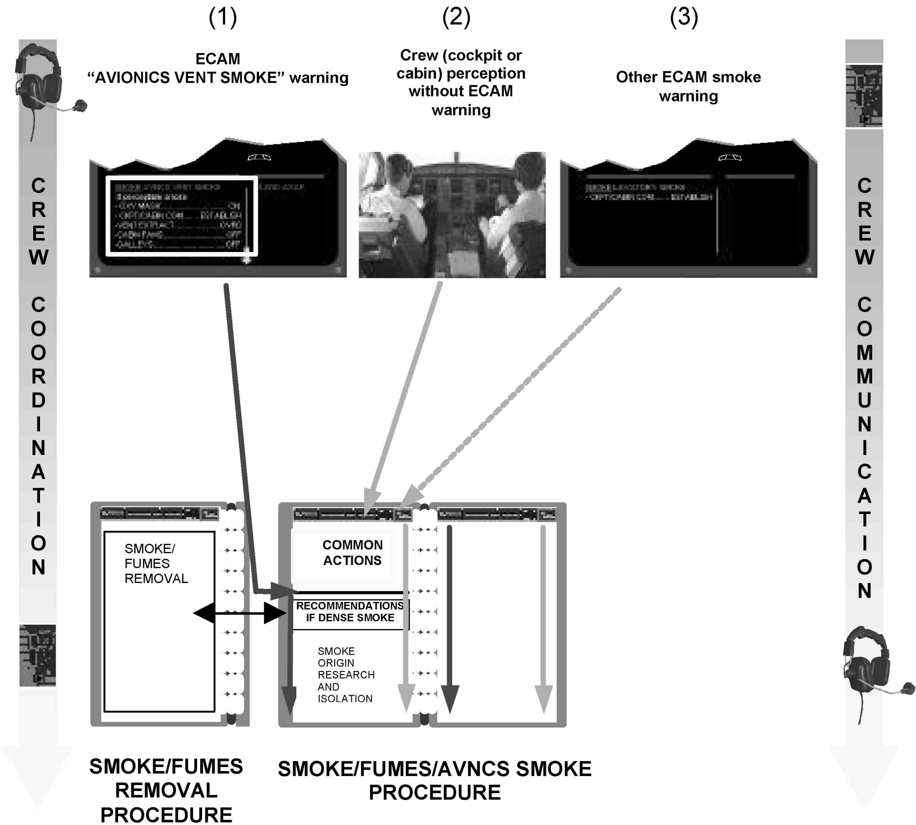
   · 完成 ECAM 动作直到倒计时，并且
   · 因为在前面的 ECAM 动作已完成，执行无通用动作的 QRH 烟雾/电子舱冒烟程序。

2. 如仅机组察觉到而没有 ECAM 警告时，机组将参考 QRH 烟雾/电子舱冒烟程序。

3. 如有任何其它 ECAM 警告飞行机组应该:

   · 完成 ECAM 动作
   · 如对烟源存在疑问，实施 QRH 中烟雾/电子舱冒烟程序。

在实施烟雾程序中保持驾驶舱和客舱机组间良好的通信联络至关重要。



货舱冒烟

机组应意识到即便成功释放货舱灭火瓶，由于烟雾探测器对灭火剂敏感因此货舱烟雾警告可能仍然存在。

在地面，除非旅客已离机且消防人员到场，否则不要让地面人员打开受影响的货舱门。

若烟雾警告在地面显示且货舱门打开，则先不要释放灭火剂。要求地面人员查明并消除烟雾源。在地面，警告可能由于高湿度而被触发。

非正常襟翼/缝翼构型

原因

襟翼和/或缝翼的非正常操作可能是由于以下原因之一引起:

- 双 SFCC 失效
- 双液压失效（B+G 或 Y+G）
- 襟翼/缝翼卡阻（WTB 的操作）

后果

襟翼/缝翼的非正常操作会造成严重的后果，因为:

- 操纵法则可能改变
- 必须使用选择速度
- 需要稳定进近
- 进近姿态的改变
- 进近速度和着陆距离增加
- 可能必须改变复飞程序。

在起飞期间失效

如在起飞期间出现收襟翼/缝翼问题，机组应拔出速度旋钮使用选择速度以停止加速并避免超过 VFE。超速警告根据襟翼/缝翼实际位置计算。

起飞机场的可用着陆距离和飞机的总重决定机组下一阶段动作。

在进近期间失效

在进近期间选择襟翼手柄时探测到襟翼/缝翼失效。自动推力工作时，目标管理速度将成为下一机动特征速度，例如当选择手柄到 1 时为 S 速度。在此阶段，如果出现缝翼或襟翼失效，机组将:

- 拔出速度旋钮，使用选择速度以避免进一步减速
- 延迟进近以完成 ECAM 程序
- 参考检查单上的襟翼或缝翼卡阻。
- 更新进近简令

在 QRH 中“速度选择…………VFE 标牌速度-5Kt”这一行旨在让机组调整飞机到达着陆形态，同时以一种安全的方式控制好速度。此程序可能涉及减小速度至低于当前形态的机动速度，只要速度保持大于 VLS，此机动速度可以接受。减速和改变形态最好在机翼水平时进行。

QRH 中有着陆距离系数和进近速度增量。（见 FCTM 03.001）

假设 VLS 显示在 PFD 上，VAPP 应该接近 VLS+风的修正，因为此速度根据襟翼/缝翼实际位置计算。

AP 可以使用直至 500 英尺 AGL。因 AP 不会因非正常构型调整，它的性能可能不是最佳，所以必须进行监控。

在进近简令中，应强调:

- 注意擦机尾
- 复飞形态
- 非正常的标准喊话
- 按照复飞程序所要飞的速度
- 在加速高度，必须使用选择速度以控制加速到当前形态的所需速度。

考虑可用燃油和襟翼和/或缝翼卡阻改航时的油耗增加。此外，当襟翼/缝翼放出时改航，巡航高度限制到 20000 英尺。

燃油泄漏

严重的燃油泄漏虽然可能性很小，但有时候很难发现。燃油检查程序将按以下进行:

- 检查剩余的燃油加上已耗燃油对应在停机位时的机上燃油。
- 保持燃油记录并把机上燃油与预计飞行计划燃油比较可以提示机组任何差异。

经过航路点时应进行燃油检查并至少每 30 分钟一次。任何差异应提示机组并立即进行检查。

如出现发动机失效，ECAM 要求接通燃油交输以避免燃油不平衡。如怀疑或有明显的发动机损坏，仅当确认无燃油泄漏时才接通燃油交输。

任何时候出现非预计的燃油量指示、出现 ECAM 燃油信息或不平衡，应考虑燃油泄漏是可能的原因。初始的指示应该通过其它方式谨慎地交叉检查，如目视检查。

如怀疑泄漏，机组应执行 QRH 中的“燃油泄漏”非正常检查单:

- 如明确确认泄漏来自发动机，应关闭受影响的发动机以隔离燃油泄漏并按需使用交输活门。
- 如泄漏不是来之自发动机或不能确定泄露位置，保持交输活门关闭是及其重要的。

液压系统特性

前言

飞机有 3 套连续工作的液压系统：绿、蓝和黄系统。双向动力传输组件（PTU）可使黄系统向绿系统供压，反之亦然。液压油不能从一个系统传输到另一个系统。

PTU 原理

在空中，如果黄系统和绿系统之间压差超过 500 PSI，PTU 将自动工作。这样能在单发或一部发动机驱动泵不工作时进行弥补。

失效时 PTU 的使用

如油箱低油面，油箱过热、油箱空气压力低，按 ECAM 要求 PTU 必须关断以避免可能 2 分钟后出现的 PTU 过热。事实上，PTU 过热可能导致失去第 2 套液压回路。

建议

按 ECAM 要求，在以下情况 PTU 应该立刻关断：

- 绿（黄）液压油箱低油面
- 绿（黄）液压油箱压力低
- 绿（黄）液压油箱过热

然而，如由于绿（黄）液压油箱过热而关断 PTU，当警告消失后，受影响的泵可能恢复，PTU 也可以重新接通到 AUTO 位。

双液压失效

前言

单部液压失效对飞机的操纵几乎无影响但将引起着陆能力降级为 3 类单通道。

双液压失效，虽然可能性小，但由于有以下后果，因此影响很大：

- 失去 AP
- 飞行操纵法则降级（备用）
- 非正常形态着陆
- 复杂的 ECAM 程序以及相关工作量和任务分工考虑
- 进近和着陆的重要考虑。

总方针

机组认识到 AP 不可用，但 FD 和自动油门仍然可用，这一点很重要。此外，根据受影响的液压回路，由于失去一些操纵面飞机的操纵可能产生不同程度的困难。PF 要小心做机动动作以避免对剩余的液压系统产生过高的需求。

PF 将非常繁忙，既要在备用法则下操纵飞机又要负责通信。

双液压失效是紧急情况，会以红色显示尽快落地，应向 ATC 报告 MAYDAY。应该记住要尽快落地，但在进近前必须完成 ECAM 动作。

PF 要求完成 ECAM 动作。清晰地读出状态（STATUS）信息是分析飞机状态和在进近过程中按正确的顺序完成动作的关键。

此失效被称为“复杂程序”。完成 ECAM 程序后。要参考 QRH 中的处置程序总结。见 FCTM 01.040 总结的使用。

没有必要记住以下细节，但理解液压系统和飞行操纵系统的结构将很有益处。QRH 中的 F/CTL SD 页面和 OPS DATA 部分提供受失去液压系统影响的飞行操纵系统的概况。

由于是人工飞行的进近，并且受到某些操纵的限制，所以简令应集中在以下安全方面:

- 使用 FCU 上的选择速度。
- 重力放轮
- 进近形态和襟翼手柄位置
- 进近速度 VAPP

- 擦机尾意识
- 刹车和转弯考虑
- 复飞喊话，飞机形态和速度

如果状态（STATUS）页面要求重力放轮，参考 QRH 完成重力放轮程序。

最好能保持稳定进近。

剩余系统

A319-A320-A321

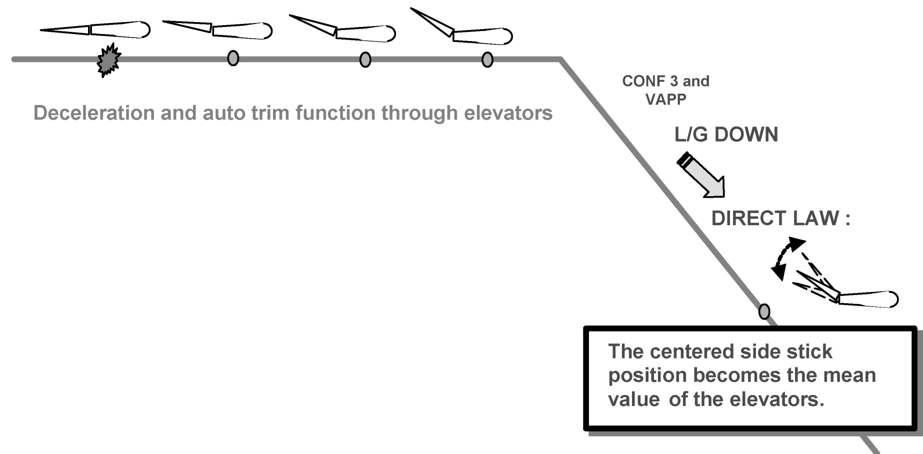
		剩余系统		
飞行阶段	系统	液压 G+B 系统低压	液压 G+Y 低压	液压 B+Y 低压
飞行	自动驾驶	不工作	不工作	不工作
	偏航阻器	仅 YD2	可用	仅 YD1
	操纵法则	备用法则当轮放下后为直接法则	备用法则当轮放下后为直接法则	正常法则
	安定面	可用	不工作（1）	可用
	扰流板	2 扰流板/机翼	1 扰流板/机翼	2 扰流板/机翼
	升降舵	仅右 ELVE	可用	仅左 ELEV
	副翼	不工作	可用	可用
着陆	缝翼/襟翼	仅襟翼变慢	仅缝翼变慢（2）	仅缝翼/襟翼变慢
	放起落架	重力	重力	重力?
	刹车	仅备用刹车	仅 Y ACCU 压力	仅正常刹车
	防滞	可用	不工作	可用
	前轮转弯	不工作	不工作	不工作?
	反推	仅反推 2	不工作	仅反推 1
复飞	收起落架	不工作	不工作	不工作

补充说明

（1）失去安定面。备用法则下，升降舵仍具有自动配平功能。放轮，转换到直接法则后，丧失自动配平功能。然而，此时的平均安定面位置会被记忆，而且成为侧杆中立位置的参考。这就是为何为了确保进近和着陆期间正确的侧杆中立位置，程序要求直到在 VAPP 稳定后才放轮的原因。

如果漏掉此程序，拉平和复飞时的俯仰控制可能会有一些困难。

放轮后应忽略“使用人工配平”的 PFD 信息。



（2）进近期间应预计高仰角。进近简令应强调在拉平期间注意擦尾并监控俯仰姿态。

A318 或 A319+不失去前轮转弯或 A320+不失去前轮转弯

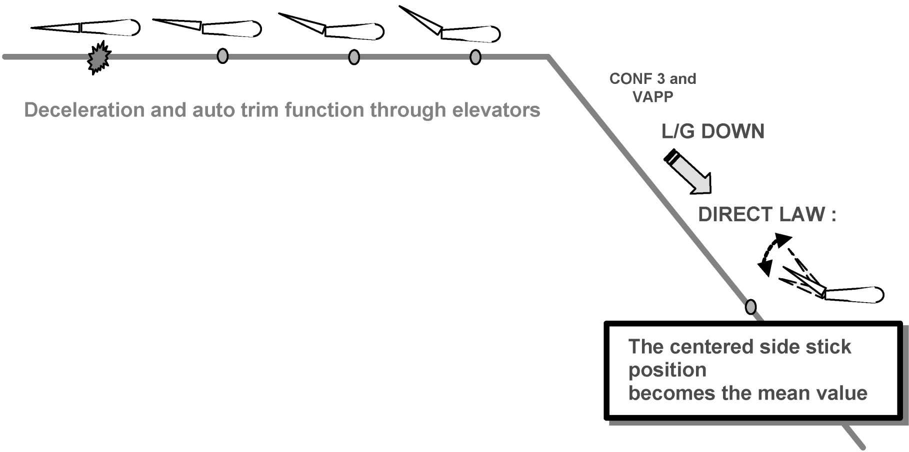
		剩余系统		
飞行阶段	系统	液压 G+B 系统低压	液压 G+Y 低压	液压 B+Y 低压
飞行	自动驾驶	不工作	不工作	不工作
	偏航阻尼器	仅 YD2	不工作	仅 YD1
	操纵法则	备用法则当轮放下后为直接法则	备用法则当轮放下后为直接法则	正常法则
	安定面	可用	不工作（1）	可用
	扰流板	2 扰流板/机翼	1 扰流板/机翼	2 扰流板/机翼
	升降舵	仅右 ELVE	可用	仅左 ELEV
	副翼	不工作	可用	可用
着陆	缝翼/襟翼	仅襟翼变慢	仅缝翼变慢（2）	仅缝翼/襟翼变慢
	放起落架	重力	重力	重力
	刹车	仅备用刹车	仅 Y ACCU 压力	仅正常刹车
	防滞	可用	不工作	可用
	前轮转弯	工作	不工作	不工作
	反推	仅反推 2	不工作	仅反推 1
复飞	收起落架	不工作	不工作	不工作

补充说明

（1）失去安定面。备用法则下，升降舵仍具有自动配平功能。放轮时，转换到直接法则，自动配平功能失去。然而，此时的平均安定面位置会被记忆，而且成为侧杆中立位置的参考。这就是为何为了确保进近和着陆期间正确的侧杆中立位置，程序要求直到在 VAPP 稳定后才放轮的原因。

如果漏掉此程序，拉平和复飞时的俯仰控制可能会有一些困难。

放轮后应忽略“使用人工配平”的 PFD 信息。



（2）进近期间应预计高仰角。进近简令应强调在拉平期间注意擦尾并监控俯仰姿态。

起落架不正常着陆

该情况可能在完成起落架未放下/锁定程序后出现。使用任何可用的起落架着陆永远比没有起落架着陆好的多。

在所有情况，应该尽量减小重量以得到最小的接地速度。虽然不要求在跑道上铺泡沫，但如有可能尽量从 ATC 获得更多的帮助。

在合适的时机通知乘客和客舱机组。以便客舱机组完成紧急着陆和紧急撤离的客舱准备工作。

如一个或两个主起落架都不正常，不要预位地面扰流板将以尽可能提高保持机翼水平的横滚能力。放出地面扰流板将防止扰流板起到横滚操纵面的作用。

机组不要预位自动刹车，因为人工刹车能够提供更好的俯仰和横滚控制。而且，至少一个起落架在不正常位置时，自动刹车不能被启动（地面扰流板未预位）。

一个起落架未放下时，防滞系统使用的参考速度不能被正确地初始计算。因此，必须关断防滞以防止刹车永久松开。

在所有情况，应正常进近并且接地后尽可能长时间保持飞机正常姿态。发动机提前关车以确保在短舱接地前切断燃油，但关车前要能保持操纵面有足够的能力来:

- 保持跑道中心线
- 防止短舱在飞机接地后立即触地
- 尽可能长时间保持机翼水平和俯仰姿态。

考虑到实际的液压需求，在关闭相关发动机后 30 秒液压动力仍然可用。这就是为何推荐按以下时机关闭发动机主电门的原因:

- 如前起落架不正常
  前起落架触地前

- 如一个主起落架不正常
  在接地时
- 如两个主起落架都不正常
  在接地前拉平时

不使用反推以防止地面扰流板放出并且因为发动机在滑跑期间将接地。

当不再要求使用飞行操纵面，既当飞机停止时，按压发动机和 APU 火警按钮。

按需完成地面应急撤离检查单。

ADR/IRS 故障

每部 ADIRS 包含两个部分（ADR 和 IRS ），它们可能独立于另一部分而失效。此外 IRS 部分可能完全失效或在 ATT 方式可用。

单部的 NAV ADR 故障或 NAV IRS 故障是简单程序，仅需按 ECAM 提示在转换面板上完成动作。

双 NAV ADR 故障或 NAV IRS 故障会失去自动驾驶仪，自动推力且飞行操纵转换到备用法则。

如 NAV ADR 1+3 FAULT,起落架安全活门被控制关闭。所以，必须使用 FCOM 3.02.34 中的重力放轮程序，且收轮不可用。

由于三部 ADR 失效的可能性极小，相关的程序将不在 ECAM 上显示。在此情况下，机组将参考 ADR1+2+3 失效的 QRH 程序。

没有 IRS1+2+3 失效的程序，但 ECAM 状态页将给出进近程序和不工作的系统。在此极少发生的情况下，备用仪表成为仅有的高度、姿态、速度和航向参考。

速度指示不可靠

前言

大气数据惯导系统（ADIRS）能探测到大多数空速/高度系统失效模式。这些失效模式导致失去对应的驾驶舱指示并且触发相关的 ECAM 动作。

然而，ADIRS 不能探测到有些速度或高度输出错误的情况。在这些情况，驾驶舱指示表现正常但实际是错误的，飞行员必须依赖其基础飞行技能来识别错误来源并采取修正措施。如果只有一个来源提供错误数据，简单的交叉检测三部 ADR 提供的参数可识别出错误的 ADR。在 2 部或甚至全部 3 部 ADR 都提供错误信息这种极端的情况下，识别变得更加困难。

错误速度/高度数据的主要原因

产生错误速度/高度数据的通常原因是皮托管或静压源堵塞。根据堵塞程度，飞行机组的可见现象可能不同。然而，在所有情况下，阻塞探管提供的数据将会是错误的。由于飞机探管不大可能在同一时间、受到同种方式，同种程度的堵塞，因此，飞行机组往往是最先通过察觉来自不同皮托管或静压源显示的数据差异，来发现空速/高度表有错误的指示的。

皮托管或静压源堵塞的后果

所有使用外部空气动力数据的飞机系统都内置了故障调节逻辑。各个系统的故障调节逻辑不一样，但都按照优选原则即当一个来源与平均值不同时，自动被拒绝并且系统继续使用剩余的两个来源正常工作。此原则适用于飞行操纵和飞行指引系统。

正常状况

每部 ELAC 接受来自所有 ADIRUS 的速度信息并比较 3 个数值。ELAC 不使用气压高度信息。

每部 FAC（飞行增稳计算机）接受来自所有 ADIRUS 速度信息并比较 3 个数值。

一部 ADR 输出错误剩余两部正确

ELAC 和 FAC 和/或 FMGC 无需驾驶舱干预(没有警诫、继续正常工作)而自动清除它，除了一个显示错误外，FMA 上的 III 类双通道不可用。

两部 ADR 输出错误，但不一致，剩余一部 ADR 正确，或如果所有 3 部都错误，但不一致：

自动驾驶和自动推力断开（无论哪个自动驾驶接通）。ELAC 触发 F/CTL ADR 不一致（F/CTL ADR DISAGREE）ECAM 警戒。飞行操纵回到备用法则（无高、低速保护）。在两部 PFD 上，显示“SPD LIM”信号旗；不显示 VLS、VSW 和 VMAX。

此状况被锁定直到在地面上无任何液压压力时完成 ELAC 复位。

然而，如果非正常现象只是短暂存在，当不一致消失后可以重新接通自动驾驶和自动推力。

一部 ADR 正确，但剩余两部 ADR 提供相同的错误信息，或如果所有 3 部都提供一致但错误信息：

系统将拒绝“正确”ADR 并继续使用两部错误的 ADR 正常工作。这种情况发生在两部或三部皮托管在同一时间、同一程度以同样方式阻塞。(例如飞经火山灰云，起飞期间两部皮托管被异物阻塞（泥浆、昆虫）)。

人类（飞行员）通常使用相同的故障逻辑来辨别错误的 IAS/高度指示。如果有两个输出一致，飞行机组将会认为单独指示的数据为错误。这种选择，在绝大多数情况下，是正确的；但是，所有飞行机组应意识到极端、可能性极小的情况仍然有可能发生，即两部（或甚至 3 部）速度/高度指示一致，但是是错误的。

注意本能地会排除占少数指示不同的 ADR

以下章节提供皮托管和静压孔被部分或完全阻塞的各种情况，及其对对速度/高度指示的影响。应该注意到下面描述的极端情况（例，完全阻塞或排水孔为被足塞)，和可能有多种具有类似但不相同结果的中间形态。

失效情况	后果
由于大雨积水。 排水孔未阻塞。	瞬间速度下降直到水排完。 IAS 指示波动 IAS 逐步下降并且逐渐恢复正常。
由于大雨积水。 排水孔阻塞。	速度指示一直下降。
由于皮托管加热失效造成结冰，由于严重结冰造成暂时皮托管阻塞。 排水孔未阻塞。	总压力减小趋向于静压数值。 IAS 下降直到阻塞清除， IAS 波动，自动油门随之波动

由于皮托管加热失效造成结冰或由于异物皮托管阻塞。 排水孔阻塞。	总压力失去。 平飞中 IAS 不变，直到阻塞清除。爬升中，IAS 指示增大。 下降中，IAS 指示减小。 AP/FD/自动推力表现不正常: a) A P/FD 在开放爬升中增大仰角以保持目标 IAS。 b) AP/FD 在开放下降中增大俯角以保持目标 IAS。
地面上静压孔完全阻塞。	静压压力在机场高度失去。 起飞滑跑时指示正常。 离地后高度保持不变。 离地后，IAS 指示减小 当飞机爬升时，IAS 指示减小。 下降中，IAS 指示增大。

上述表格明确地说明没有一个单一的规则可以统一的确认所有可能的出错速度/高度指示情况。然而,任何出错的速度/高度指示情况将永远与下面一个(或更多) 的线索相连:

1. 速度指示波动。
2. 非正常基本飞行参数相互关系（IAS、俯仰、姿态、推力、爬升率):
   - IAS 增加，同时上仰姿态大
   - IAS 减小，同时下俯姿态大
   - IAS 减小，同时姿态下俯并且飞机下降
3. AP/FD/自动推力表现不正常
4. 过度的失速或超速警告
5. IAS 增加，气动噪音却减少
6. IAS 减少，气动噪音却增加

推荐程序

以下描述的程序目的是如飞行机组怀疑空速/高度表指示错误时应遵循的总的方针:

按照 ECAM 动作。 如果未探测到失效: 交叉检查所有 IAS/高度源：ADR1，ADR2，ADR3 和备用仪表

如果很明显为显示不一致的来源错误，选择对应的 ADR 关断。根据 ECAM 提示，重新选择 PFD 指示的数据来源。

然而，机组应该认识到在极端的情况，可能出现两个或甚至所有三个 ADR 提供相同的错误的数据。因此，如果确认另外两个 ADR 正确，应该关闭受质疑的 ADR。如果不确定:

断开 AP、FD 和自动推力。 按目标俯仰姿态和推力设定操纵飞行。

应该记住 QRH 中给出的初始俯仰姿态和推力设定，这将有助于机组在查询 QRH 之前，把飞机安全的控制在飞行航径上。这些目标俯仰姿态和推力设定保证了飞机在任何阶段和形态（重量/襟，缝翼位置）下都可以处于爬升状态。

因为显示的信息可能错误，飞行的精度不能保证。不正确的应答机高度报告可能造成飞行冲突，因此，应宣布 MAYDAY 以便告诉 ATC 其他飞机自己飞机的处境。

一旦建立了稳定的目标俯仰姿态和推力设定，应该遵循 QRH 的详细数据（以不可靠速度指示飞行），根据飞机的重量、构型和所需速度来确定准确的俯仰姿态和推力设定。

执行 QRH 程序后，当飞机状态稳定时，机组应试图识别故障的 ADR（一个或更多）。一旦明确地确认了故障的 ADR，将其关闭。这将触发对应的 ECAM 警告和相应的动作，应当遵照这些警告和动作以便了解对各个飞机系统的影响。

根据失效的原因，高度指示可能不可靠。然而有几个飞行员可用的正确指示，如在 MCDU GPS 监控页面上的高度和地速，以及在低高度时的无线电高度表指示。

当以不可靠速度和/或高度指示进行飞行时，建议每次只改变一个飞行参数：例如速度，高度或形态。由于这个原因，建议飞一个较宽的航线，并稳定进近。

双无线电高度表失效

无线电高度表向包括 GPWS 和 FWC 在内的几个系统提供信号，用于自动喊话。也向 AP，自动推力方式，和各个阶段转换飞行法则的信号进行输入。虽然 RA 1+2 故障的 ECAM 程序简单明了，但需要考虑失效对飞机运行造成的后果。

飞行操纵系统使用来自 LGCIU 的信号，而不是使用 RA 信息来决定模式的转换。此时，模式转换如下：

•进近中，当起落架选择放下时拉平法则生效，PFD 上显示“USE MAN PITCH TRIM(使用人工配平)”信息。
• 着陆后，当主起落架被压缩并且俯仰姿态小于 2.5 时，地面法则生效。

使用 APPR 按钮不能截获盲降，进近限制为 CAT 1。然而，使用 LOC 按钮可以截获航向道。

最后进近阶段，如果 LOC 仍然接通，使用原始数据以避免可能出现的横滚速率过大。因为自动驾驶不会得到来自无线电高度信号的更新，当接近地面时，AP/FD 表现可能不尽人意。

进近中不会有自动喊话，在拉平期间没有“RETARD 收油门”喊话。

GPWS/EGPWS 将不工作；因此地形意识非常重要。同样，“速度、速度、速度”低能量警告也不工作，因此需要提高警觉。

双发失效

所有发动机失效后，由于发电机断开而造成驾驶舱的指示急剧改变。RAT 放出向应急发电机提供动力并给蓝色液压管路增压。

左座必须立即操纵飞机，并建立安全的飞行航径。

当方便时，使用 VHF1 向 ATC 宣布紧急状态。根据实际的情况，可以从 ATC 得到其他飞机的位置、安全的方向等其他有用信息。

所有发动机熄火后，重要的剩余系统	
操纵	PFD1，备用法则
导航	RMP1，VOR1
通信	VHF1/HF1/ATC1

注： AP 和俯仰配平不可用。方向舵配平可以恢复。

如发动机风转足够，可以恢复额外的液压动力。

ECAM 动作将显示并可以处理此情况。然而，由于 ECAM 动作不能区别是否还有燃油，所以他们提供的是一个包括所有情况的程序。而且，ECAM 参考了 QRH 中的重力放起落架和水上迫降或迫降程序。

这就是为何 QRH 中有双发失效有剩余燃油和双发失效无剩余燃油的原因。因为区分了是否还有燃油，这些单个程序是针对每种情况的最佳程序，并且包括了要求的直到着陆包括水上迫降和迫降的所有程序。由此，机组应使用 QRH 程序，然后，如时间允许，清除 ECAM 警告以阅读状态。

在有剩余燃油的情况，

- 参考无起动机协助（依靠风转）时最佳重新点火速度，开始做动作。如果在 30 秒钟没有点火，ECAM 将要求关闭发动机主电门 30 秒，这样能使燃烧室里的空气充分流通。然后，可以再接通发动机主电门。无起动机协助（依靠风转）时，可以同时开关主电门。
- 如果机组想利用 APU 的引气，APU 应该在 FL250 以下起动。低于 FL200，可以尝试使用起动机协助来重新点火（使用 APU 引气）。
- 使用起动机协助来重新点火的最佳速度，即绿点速度显示在左 PFD 上。当使用起动机协助（使用 APU 引气）时，一次仅能起动一台发动机。



ENG DUAL FAILURE – FUEL REMAINING

LAND ASAP

Engine relight attempts

-OPTIMUM SPEED.....................................GREEN DOT

Secure cockpit and cabin

APPROACH PREPARATION

APPROACH

- If FORCED LANDING predicated

Forced landing procedure

- If DITCHING predicated

Ditching procedure

ENG DUAL FAILURE– NO FUEL REMAINING

LAND ASAP

- OPTIMUM SPEED.....................................GREEN DOT

Secure cockpit and cabin

APPROACH PREPARATION

APPROACH

- If FORCED LANDING predicated

Forced landing procedure

- If DITCHING predicated

Ditching procedure

Engine dual failure procedures
双发失效程序

超重着陆

A318

以 MLW 自动着陆是获得认证的，实际飞行中也已成功演示用 MTOW 自动着陆。在确定最好的飞行方案时，机组可考虑自动着陆，条件是跑道是获得认证的。

如需进行超重着陆，应飞一个长的直接进近或较宽的目视起落航线，以使飞机尽早获得稳定进近的形态。

应使用稳定进近的技术，并且在最后进近定位点（FAF）建立进近速度（VAPP）。在跑道入口将速度减至最小可选速度（VLS）以减小飞机能量。

机组将根据快速检查单（QRH）和飞行机组使用手册（FCOM）中提供的以构型 3 复飞最大重量表中查出对应的着陆形态:

- 如果飞机重量低于以构型 3 复飞的最大重量，则以构型全着陆（构型 3 复飞），以获得最佳着陆性能。
- 如果飞机重量高于以构型 3 复飞的最大重量，则以构型 3 着陆（构型 1+F 复飞）。构型 1+F 满足所有情况的进近爬升梯度要求（高/热条件除外）。那种情况下，使用高/热程序（QRH 中有）。该程序将增加复飞速度，从而增加爬升梯度。

机组建立五边进近后，可以简要复习复飞程序的要点（构型、喊话、速度增量）。

如果在形态 3 进近后进行形态 1+F 复飞，形态 1+F 的最小可选速度（VLS）可能大于形态 3 的最小可选速度（VLS）+5 节。在这种情况下推荐按指引仪指令飞，它将使飞机加速至复飞速度。应注意形态 1+F 的最小可选速度（VLS）相当于 1.23 VS1g，而条例要求的最小复飞速度是 1.13 VS1g，因此这一要求总是得到满足的。

机组应警惕从 -3 度飞行航迹角过渡到复飞爬升梯度需要很多能量，因此会有一些高度损失。

考虑可用跑道着陆距离，调整刹车的使用以避免刹车过热和爆胎的危险。

当飞机重量超过最大着陆重量，飞机具备以 360 英尺/分钟的垂直速度接地而无结构损坏的性能。这意味着如果垂直速度小于 360 英尺/分钟无需进行维护检查。如果接地时垂直速度大于 360 英尺/分钟，需要进行维护检查。

A319

以 MLW 自动着陆是获得认证的,但在飞行中已成功演示用 MTOW 自动着陆。为确定最好的动作顺序，机组可考虑自动着陆，条件是跑道是获得认证的。

如需进行超重着陆，应飞一个长的直接进近或较宽的目视起落航线，以使飞机尽早获得稳定进近的形态。

应使用稳定进近的技术，并且在最后进近定位点（FAF）建立进近速度（VAPP）。在跑道入口将速度减至最小可选速度（VLS）以减小飞机能量。

机组将根据快速检查单（QRH）和飞行机组使用手册（FCOM）中提供的以构型 3 复飞最大重量表中查出对应的着陆形态:

· 如果飞机重量低于以构型 3 复飞的最大重量，则以构型全着陆（构型 3 复飞），以获得最佳着陆性能。
· 如果飞机重量高于以构型 3 复飞的最大重量，则以构型 3 着陆（构型 1+F 复飞）。构型 1+F 满足所有情况的进近爬升梯度要求。

如果在形态 3 进近后进行形态 1+F 复飞，形态 1+F 的最小可选速度（VLS）可能大于形态 3 的最小可选速度（VLS）+5 节。在这种情况下推荐按速度基准系统（SRS）指令飞，它将使飞机加速至 VLS 速度。然而，应注意形态 1+F 的最小可选速度（VLS）相当于 1.23 VS1g，而条例要求的最小复飞速度是 1.13 VS1g。总是满足这一要求的。

机组应警惕从 -3 度飞行航迹角过渡到复飞爬升梯度需要很多能量，因此会有一些高度损失。

考虑可用跑道着陆距离，调整刹车的使用以避免刹车过热和爆胎的危险。

当飞机重量超过最大着陆重量，飞机具备以 360 英尺/分钟的垂直速度接地而无结构损坏的性能。这意味着如果垂直速度小于 360 英尺/分钟无需进行维护检查。如果接地时垂直速度大于 360 英尺/分钟，需要进行维护检查。

无 OCTOPUS 的 A320

如需进行超重着陆，应飞一个长的直接进近或较宽的目视起落航线，以使飞机尽早获得稳定进近的形态。

应使用稳定进近的技术，并且在最后进近定位点（FAF）建立进近速度（VAPP）。在跑道入口将速度减至最小可选速度（VLS）以减小飞机能量。

机组将根据 RTOW 图表或飞行机组使用手册（FCOM）查出受进近爬升梯度限制重量的进近、着陆构型。

如果在形态 3 进近后进行形态 1+F 复飞，形态 1+F 的最小可选速度（VLS）可能大于形态 3 的最小可选速度（VLS）+5 节。在这种情况下推荐按速度基准系统（SRS）指令飞，它将使飞机加速至 VLS 速度。应注意形态 1+F 的最小可选速度（VLS）相当于 1.23 VS1g，而条例要求的最小复飞速度是 1.13 VS1g，因此，这一要求总是得到满足的。

机组应警惕从 -3 飞行航迹角过渡到复飞爬升梯度需要很多能量，因此会有一些高度损失。

考虑可用跑道着陆距离，调整刹车的使用以避免刹车过热和爆胎的危险。

当飞机重量超过最大着陆重量，飞机具备以 360 英尺/分钟的垂直速度接地而无结构损坏的性能。这意味着如果垂直速度小于 360 英尺/分钟无需进行维护检查。如果接地时垂直速度大于 360 英尺/分钟，需要进行维护检查。

有 OCTOPUS 的 A320

如需进行超重着陆，应飞一个长的直接进近或较宽的目视起落航线，以使飞机尽早获得稳定进近的形态。

应使用稳定进近的技术，并且在最后进近定位点（FAF）建立进近速度（VAPP）。在跑道入口将速度减至最小可选速度（VLS）以减小飞机能量。

机组将根据快速检查单（QRH）和飞行机组使用手册（FCOM）中提供的以构型 3 复飞最大重量表中查出对应的着陆形态:

· 如果飞机重量低于以构型 3 复飞的最大重量，则以构型全着陆（构型 3 复飞），以获得最佳着陆性能。

·如果飞机重量高于以构型 3 复飞的最大重量，则以构型 3 着陆（构型 1+F 复飞）。构型 1+F 满足所有情况的进近爬升梯度要求（高/热条件除外）。那种情况下，使用高/热程序（QRH 中有）。该程序将增加复飞速度，从而增加爬升梯度。

如果在形态 3 进近后进行形态 1+F 复飞，形态 1+F 的最小可选速度（VLS）可能大于形态 3 的最小可选速度（VLS）+5 节。在这种情况下推荐按速度基准系统（SRS）指令飞，它将使飞机加速至 VLS 速度。应注意形态 1+F 的最小可选速度（VLS）相当于 1.23 VS1g，而条例要求的最小复飞速度是 1.13 VS1g，因此，这一要求总是得到满足的。

机组应警惕从 -3 度飞行航迹角过渡到复飞爬升梯度需要很多能量，因此会有一些高度损失。

考虑可用跑道着陆距离，调整刹车的使用以避免刹车过热和爆胎的危险。

当飞机重量超过最大着陆重量，飞机具备以 360 英尺/分钟的垂直速度接地而无结构损坏的性能。这意味着如果垂直速度小于 360 英尺/分钟无需进行维护检查。如果接地时垂直速度大于 360 英尺/分钟，需要进行维护检查。

A321

如需进行超重着陆，应飞一个长的直接进近或较宽的目视起落航线，以使飞机尽早获得稳定进近的形态。

重量很大时，VFE CONF 1 同光洁形态的 VLS 接近。放 CONF 1 时，断开自动推力，减速到（或稍微低于）VLS,速度低于 VFE 时选择 CONF 1。CONF 1 建立后，重新接通自动推力、使用管理速度。

应使用稳定进近的技术，并且在最后进近定位点（FAF）建立进近速度（VAPP）。在跑道入口将速度减至最小可选速度（VLS）以减小飞机能量。

机组将根据快速检查单（QRH）和飞行机组使用手册（FCOM）中提供的以构型 3 复飞最大重量表中查出对应的着陆形态:

- 如果飞机重量低于以构型 3 复飞的最大重量，则以构型全着陆（构型 3 复飞），以获得最佳着陆性能。
- 如果飞机重量高于以构型 3 复飞的最大重量，则以构型 3 着陆（构型 1+F 复飞）。构型 1+F 满足所有情况的进近爬升梯度要求（高/热条件除外）。那种情况下，使用高/热程序（QRH 中有）。该程序将增加复飞速度，从而增加爬升梯度。

如果在形态 3 进近后进行形态 1+F 复飞，形态 1+F 的最小可选速度（VLS）可能大于形态 3 的最小可选速度（VLS）+5 节。在这种情况下推荐按速度基准系统（SRS）指令飞，它将使飞机加速至 VLS 速度。应注意形态 1+F 的最小可选速度（VLS）相当于 1.23 VS1g，而条例要求的最小复飞速度是 1.13 VS1g，因此，这一要求总是得到满足的。

机组应警惕从 -3 度飞行航迹角过渡到复飞爬升梯度需要很多能量，因此会有一些高度损失。

考虑可用跑道着陆距离，调整刹车的使用以避免刹车过热和爆胎的危险。

当飞机重量超过最大着陆重量，飞机具备以 360 英尺/分钟的垂直速度接地而无结构损坏的性能。这意味着如果垂直速度小于 360 英尺/分钟无需进行维护检查。如果接地时垂直速度大于 360 英尺/分钟，需要进行维护检查。

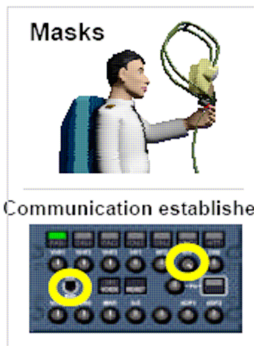
紧急下降

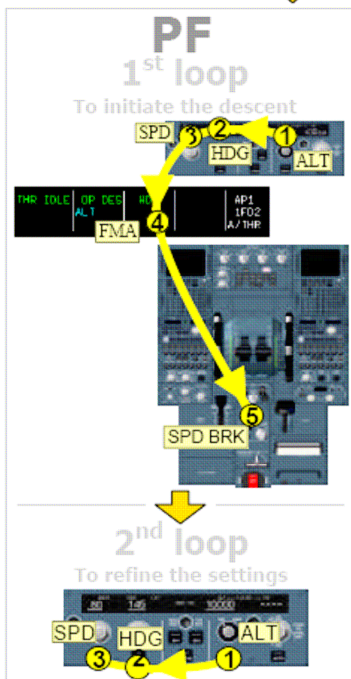
仅在确实证实客舱高度和爬升率过大并且不可控制的情况下才能开始紧急下降。应由机组按记忆执行该程序。在紧急下降时强烈建议使用自动驾驶和自动推力。在紧急下降过程中从右至左进行 FCU 选择，即：高度（ALT）、航向（HDG）、速度（SPD）。

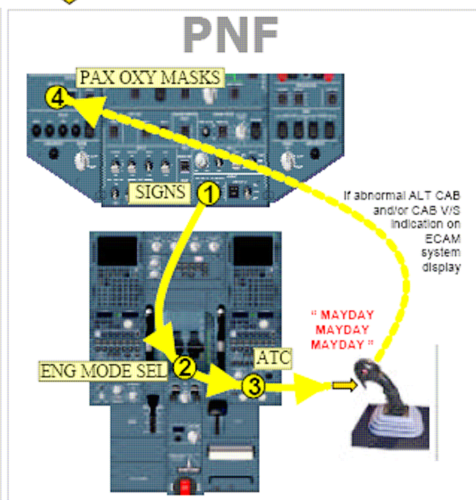
在高飞行高度，减速板应缓慢放出，同时监控最小可选速度（VLS）以避免迎角保护启动。迎角保护启动将引起减速板收回并导致自动驾驶脱开。如果怀疑结构损坏，谨慎使用减速板以避免进一步的机体结构受损。当飞机建立下降以后， PF 应要求执行 ECAM 动作（如果有）或快速检查单（QRH）。

仅当确认客舱高度将超过 14000 英尺时，才应按压旅客氧气面罩人工接通（MASK MAN ON）。

在慢车推力，大速度并且减速板放出时，下降率大约为 6000 英尺/分钟。从 41000 英尺（FL410）下降到 10000 英尺（FL100），用大约 5 分钟时间和 40 海里距离。机组将注意显示在导航显示（ND）上的最低偏航高度（MORA）是在飞机周围 80 海里范围内最大的最低偏航高度（MORA）。







ALT and HDG according to ATC/MORA
SPD according to structural damages

机组失能

概述

机组失能是一个真实存在的安全隐患，它比其它紧急情况发生的更多。机组失能可能以明显地突然死亡到潜在的、失去部分功能的形式出现。它可能在此前没有任何警告。

识别

早期识别机组失能的关键在于

- 例行监控并交叉检查飞行仪表
- 机组成员将高度警惕潜在的失能
- 如果一个机组成员感觉不舒服，必须通知其他机组成员
- 其它症状例如语无伦次、面色苍白或呼吸不均都可能暗示失能的开始。

措施

健康飞行员发现失能机组后应按一下顺序采取措施:

第一阶段

- 操纵飞机，将飞机恢复至安全飞行航迹，宣布“我来操纵”，使用接管按钮并按需接通自己一侧的自动驾驶。
- 向 ATC 宣布紧急情况。
- 采取任何必要的步骤以确保失能的飞行员不再干预飞机操纵。这可能包括指令客舱机组帮助固定失能的飞行员。
- 向有医师资格的乘客请求帮助
- 检查机上合格的公司飞行员以替代失能的机组成员
- 在考虑所有相关因素后尽快着陆
- 说明受影响机组成员的详细情况在着陆后安排医疗援助

第二阶段

· 比通常提前准备进近和读检查单
· 要求雷达引导并且最好进行一个长的进近以减小工作量
· 健康飞行员在通常的位置进行着陆

概述

恶劣天气操作包括以下内容:

- 寒冷天气操作和结冰条件
- 颠簸
- 风切变
- 火山灰

寒冷天气操作和结冰条件

前言

飞机性能是根据光洁机翼形态认证的。积冰影响机翼性能。当机翼光洁，气流按翼形平稳流动。当机翼覆盖冰使迎角（AOA）增加时，气流从机翼分离，因此最大升力系数减小。结果，在低迎角时可能失速并且阻力可能增加。

机组必须十分清楚即使在外界温度高于 0C 的情况，在高高度和低温条件飞行后，机翼温度可能大大低于 0C。在这种情况下，空气中的湿气或雨水将引起机翼上表面积冰、下表面有轻微霜冻。(在机翼下表面仅小于 3 毫米的霜冻是可接受的。)

绕机检查

当遇到地面结冰情况和/或怀疑积冰，绕机检查后，机长确定是否需要进行地面除冰/防冰处理。该目视检查必须检查飞机的全部关键部位并且从能清晰看到这些部件的位置执行检查。

驾驶舱准备

在非常寒冷的天气下操作，下列系统可能受影响:

- 当驾驶舱温度非常低时，EFIS/ECAM 系统
- 惯性基准系统（IRS）校准（可能比平常时间长，最长可达 15 分钟）

在地面上可以使用探头/风档加温按钮。在低高度它自动工作。

飞机地面除冰/防冰

除冰/防冰液

除冰/防冰液必须能保证起飞开始前，除去并防止在飞机表面积冰。此外，除冰/防冰液必须在起飞过程中能从飞机表面上吹掉以防止起飞性能降级。

可以使用几类不同特性的液体:

类型 1	类型 2、3、4
低粘性	高粘性
有限的持续效应时间	较长的持续效应时间
主要用于除冰	用于除冰和防冰

持续效应时间从开始喷洒液体时开始，并与液体类型、特性和喷洒程度有关。机组将参考适用的图表。必须使用这些图表作为指南，并且与起飞前检查单结合使用。

根据天气的严重性，将采用除/防冰程序之一:

- 一步法，通过单次采用加热的稀释的除冰/防冰液。该程序提供较短的持续效应时间并且只适用于低湿度条件下使用。持续效应时间在开始喷洒液体时开始计算。
- 两步法，先喷洒除冰加热液接着喷洒保护性防冰液：这两次喷洒必须连续进行。持续效应时间以喷洒第二次液体时开始进行计算。

程序

在喷洒前、后执行的特定程序:

- 发动机和 APU 引气必须选择关断，并且水上迫降（DITCHING）按扭必须选择接通以避免吸入任何除冰/防冰液。
- 飞机的除冰/防冰可以在发动机和/或 APU 运转或停止的情况下进行，但在喷洒时不要起动 APU 或发动机。
- 必须在飞机两侧对称地进行飞机的除冰/防冰。
- 在喷洒后保持引气关闭几分钟。
- 在喷洒后必须目视检查飞机表面
- 必须填写除冰液类型和开始喷洒时间的除冰/防冰报告。

起动后

- 在发动机以较高 N1 运转时，保持发动机引气关断。
- 喷洒后保持 APU 在引气关位运转几分钟。
- 除冰以后，可以移动缝翼/襟翼和飞机操纵面。

滑出

在污染跑道上的滑行速度应限制在 10 节，滑行期间不允许做可能使机组分散注意力的任何动作。

在污染的滑行道上，应考虑一些附加因素：

- 速度低于 10 节，防滞被解除。
- 发动机防冰增加地面慢车推力。
- 避免大的手轮输入以减小在转弯时打滑的风险。
- 在湿滑跑道上，使用差动刹车和/或推力代替前轮转弯可能更有效。
- 在融雪或雪覆盖的滑行道上，直到到达等待点再选择襟翼，以避免污染襟翼/缝翼作动机构。当到达等待点：应执行“起飞前检查单线上”部分。
- 机组与前面的飞机保持适当的距离。
- 当在地面结冰条件下：等待时间延长或如果遇到发动机振动，应定期增加推力，并在起飞前使风扇叶片的任何积冰脱落。可以在飞行机组操作手册 FCOM 3.03.09 中查阅本程序的详细信息。

起飞

起飞性能

禁止在污染跑道上使用灵活推力起飞。

如在起飞时使用防冰，机组应执行相应的性能减载。

融雪、积水、或深雪因为增加了滑跑阻力并且使机轮与地面磨擦力降低从而降低了飞机的起飞性能。更大的襟翼设定将增加跑道限制的起飞重量，但将减少第二阶段限制的起飞重量。

起飞滑跑

在进入跑道前，机组必须确定机体上没有冰或雪。

在增加推力前，机长应确定摆正前轮。任何从跑道中线偏离的趋势必须马上通过方向舵脚蹬而不是手轮进行抵消。

在污染跑道上操作时，飞行员应确保对称增加发动机推力。这将帮助减小潜在的方向控制问题。

最大侧风

与报告的跑道摩擦系数相对应的最大侧风:

报告的刹车效应	报告的跑道摩擦系数	等效的跑道条件	最大侧风（节）
良好/中度	0.39 to 0.36	1	29
中度	0.35 to 0.3	2/3	25
中度/差	0.29 to 0.26	2/3	20
差	=0.25	3/4	15
不可靠	-	4/5	5

与表中的跑道条件数值相对应的跑道条件:

1. 干、潮湿或湿跑道（少于 3 毫米水深）
2. 融雪覆盖的跑道
3. 干雪覆盖的跑道
4. 有打滑危险的、覆盖积水或湿雪的跑道
5. 积冰跑道或打滑危险性较高的跑道

爬升/下降

只要遇到或预见到结冰条件，应接通发动机防冰。尽管在进云前实际全空温（TAT）指示可能不需要接通发动机防冰，机组应警惕在入云后全空温（TAT）经常大幅下降。

当 SAT 降至–40C 以下，如不在积雨云（CBs）附近飞行，应将发动机防冰选择关断。

不执行推荐的防冰程序将导致发动机失速，超温或发动机损坏。

如果由于防冰选择晚造成明显积冰，而不得不选择接通发动机防冰时，应采用以下程序:

- 调定发动机方式选择至点火（IGN）位
- 收回一发并选择发动机防冰接通
- 柔和增加推力并等它稳定
- 调定发动机方式选择至正常（NORM）位
- 对于另一台发动机重复该程序

如果预测有严重积冰或指示机体结冰，应选择机翼防冰接通。

等待

如果在结冰条件下执行等待，机组应保持飞机的光洁形态，避免缝翼放出后在结冰条件下长时间飞行。

进近

如果机翼上有积冰，必须增加飞机的 VLS 速度（参见 FCOM 3.04.30）。

只要温度低于国际标准大气（ISA）-10，由 ATC 提供的目标高度必须增加以下的修正值:

增加的修正值			
高度	（ISA）- 10	（ISA） - 20	（ISA） – 30
500	20	40	60
1000	40	80	120
2000	80	160	240
3000	140	260	380
4000	180	340	500
5000	220	420	620

这些修正大致相当于 4× △国际标准大气（ISA） ×高度 (英尺)/1000

着陆

要避免在非常滑的跑道上着陆。然而，如果不得不进行这样的着陆，考虑以下因素（与污染跑道操作相关的）:

- ·刹车效应
- ·方向控制

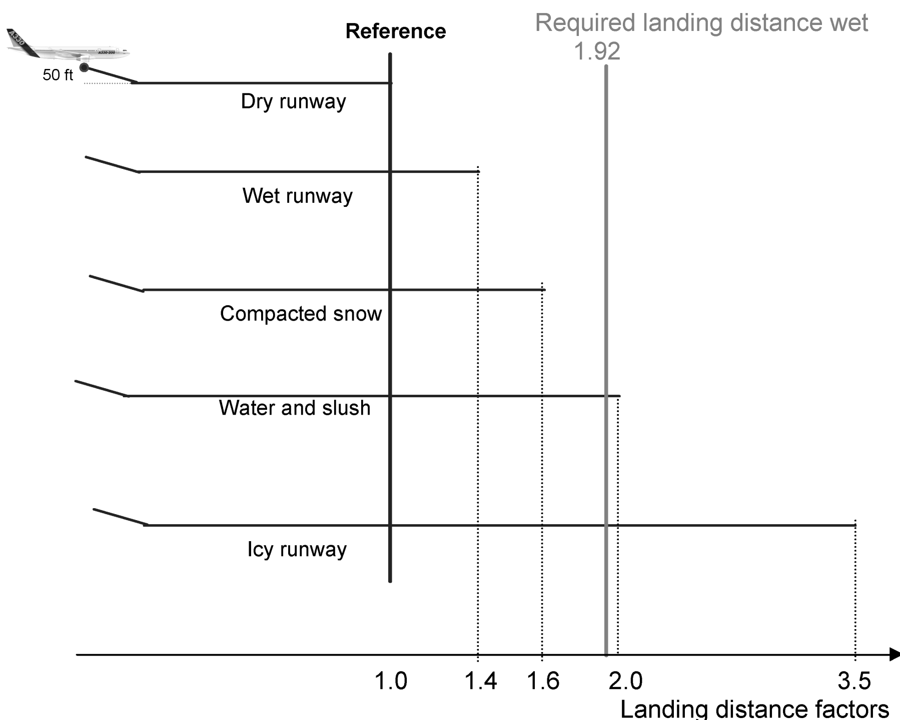
刹车效应

跑道上污染液体的出现降低了轮胎和道面间的摩擦力从而极大影响了刹车性能。它在轮胎和道面间产生的液体层，也减少了它们之间的接触面积。在检查单中提供的着陆距离给出了各级污染道面对应的实际等效着陆距离。

应坚实接地，只要主轮一接地应立即选择最大反推。在干雪污染的跑道上特别在低速时使用反推可能会降低能见度。在这种情况下，如必要应将反推推力减至慢车。

当在均匀污染的跑道上着陆时，推荐使用中度（MED）刹车。由于未达到预定的减速，在自动刹车面板上的减速（DECEL）灯可能不亮。这并不意味着自动刹车不工作。

在污染不均匀的湿和污染的跑道，自动刹车可能使飞机横向摇摆。如果出现这种情况，考虑解除自动刹车。



Typical landing distance factors versus runway condition

典型着陆距离系数与跑道状况

方向控制

滑跑时侧杆必须回中，以防止不对称的机轮载荷而导致的不对称刹车及增加飞机随风摆动的趋势。

同正常着陆一样，接地后应使用方向舵进行方向控制。大于滑行速度时必须避免使用手轮，因为它可能导致前轮打滑从而失去方向控制。

当需要时，通过完全松开要转向的另一侧方向舵脚蹬使用差动刹车。实际上，在湿滑跑道上全部或一半的脚蹬偏转可能产生相同的刹车效应。

在污染跑道上侧风着陆需要小心。这种情况下，方向问题由两个单独的因素引起:

· 如果飞机带偏流接地，并且选择反推，反推的侧力分量将增加到侧风分量上，共同导致引起飞机偏向跑道下风的一侧。
· 由于刹车效应增加，主轮的转弯力减小，会增加方向控制的难度。

如果出现方向控制问题，机组应将反推选择至慢车以减少反推侧力分量，松开刹车以增加转弯力，使飞机回到跑道中线，然后重新选择反推并恢复使用刹车(参见飞行机组训练手册 FCTM 02.015)。

等效跑道条件的概念用于确定最大侧风限制。下表列出了与报告刹车效应有关的推荐的最大侧风:

报告的刹车效应	报告的跑道摩擦系数	等效的跑道条件	最大侧风（节）
良好/中度	0.39 to 0.36	1	29
中度	0.35 to 0.3	2/3	25
中度/差	0.29 to 0.26	2/3	20
差	=0.25	3/4	15
不可靠	-	4/5	5

滑入

着陆后滑入停机坪时不要收上襟翼/缝翼，以避免由于在收起时，把可能潜在于缝翼连接处中的冰压碎引起的损坏。当到达停机位时，在发动机停止工作以后，应进行目视检查，证实缝翼/襟翼区域无任何污染。然后，可以使用电动液压泵（ELEC HYD PUMPS）将缝翼/襟翼收起。

停机

在飞行结束时，在极其冷的条件下，当预计过站时间较长时，要求进行冷浸保护。此外，在结冰条件下延长飞行应向机务报告以进行发动机检查。

颠簸

前言

机组将使用气象报告和气象云图确定可能的积雨云（CB）、雷雨和晴空乱流（CAT）的位置和高度。只要预计有颠簸，机组将选择安全带信号接通以防止乘客受伤。

起飞

如果必须在大的颠簸情况下起飞，机组收襟翼/缝翼时等到目标速度+ 20 节(限制到 VFE-5)，(例如机组将等到 F+20 节设定襟翼 1)。

空中

雷达的使用

应避开与积雨云（CB）相关的已知颠簸区。良好的雷达天线倾斜角管理是准确评估和评价积雨云（CB）垂直发展的关键。正常地，增益应保持在自动（AUTO）位，但有选择地使用人工增益可以帮助评价整体天气情况。如果在大雨中操作，雷达图象颜色过深，人工增益特别有用。在这种情况下，减小增益将帮助机组识别通常与活跃积雨云（CB）相关的大雨区。在使用人工增益后，应将它重新选择至自动（AUTO）位以恢复最佳的雷达灵敏度。因为探测的仅为积雨云（CB）的雨区，所以机组不要根据弱的回波而低估积雨云（CB）。应尽早做出避开积雨云（CB）的决断，在上风面，水平距离最好为偏出 20 海里。

自动驾驶（AP）和自动推力（A/THR）的使用

如遇到中度颠簸，在管理速度下使用自动驾驶和自动推力。

如遇到严重颠簸，机组应保持使用自动驾驶。按照快速检查单（QRH）将推力手柄设定至颠簸 N1，然后断开自动油门。然而，进近时推荐使用自动推力（A/THR）以获益于最小地速（GS mini）功能。

如果人工操纵飞机，应意识到飞行操纵法则的设计适用于对付颠簸飞行。因此，飞行员应避免试图在颠簸中‘飞行’，不要过量操纵侧杆。

晴空颠簸（CAT）的考虑

晴空颠簸（CAT）可以通过参考气象图和飞行员报告进行预测，雷达探测不到。

如果遇到晴空颠簸（CAT），机组可以考虑垂直避开它，心中记着随着高度增加抖振裕度减小。

其他注意事项

- 机组必须系上肩带，检查安全带灯接通并且在雷雨中使用全部白灯。
- 在快速检查单（QRH）中有颠簸速度。
- 不必将发动机方式选择设定至点火位。实际上，发动机熄火时，点火器将自动点火。
- 电传操纵飞机的特性是：在正常和备用法则下，飞机的操纵不受 CG 影响。因此，在巡航时遇到严重颠簸不必向前传输燃油。

风切变

背景信息

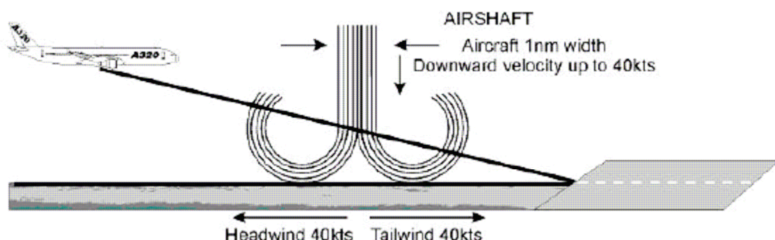
风切变现象

风切变大部分是由冷空气柱造成，就象一个 0.5 海里至 1.5 海里宽向下运动的气缸。当空气遇到地面：

- 它在水平方向形成蘑菇状水平梯度风
- 它在边缘向内卷曲引起垂直气团运动

飞行安全受影响，因为：

- 水平梯度风严重影响升力，它将引起飞机下降或达到非常高的迎角（AOA）。
- 垂直气团的运动严重影响飞机的飞行航迹。



警惕和避开

警惕可能导致风切变的天气条件将减小遇到风切变的风险。研究气象预报并收听塔台报告将帮助机组评价起飞或着陆时预计的天气条件。

如可能遇到风切变，直到条件改善再起飞或着陆，例如直到机场已无雷雨。

应对风切变的策略

对于起飞和着陆的飞机，风切变和波暴是危险的现象。对付风切变的策略是:

- 通过预测风切变系统（如可用）提高机组警惕。
- 通过 PFV 和进近速度的变化提示机组遇到了非预计的气流变化
- 通过“SPEED（速度）, SPEED（速度）”和“WINDSHEAR（风切变）”语音警告（如可用）警告机组严重的能量损失。
- 提供有效的方式，通过α（ALPHA FLOOR）保护、速度基准系统（SRS）俯仰指令、高迎角（AOA）保护和地速最小保护脱离风切变。

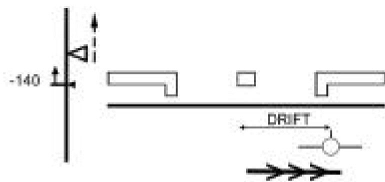
提高机组警惕（如可用）

当波暴气轴到达地面，它携带着大量雨滴以蘑菇状向外扩散。雷达能测出雨滴的速度变化从而评估风的变化。预测风切变系统(PWS)使用这一评估风变化的预见能力。不管雷达设定在开（ON）或关（OFF）位，预测风切变系统(PWS)在离地高 2300 英尺以下自动工作。

提示机组

与进近速度变化（最小地速（GS）保护）有关的飞行轨迹矢量（FPV）可有效地提示机组未预料到的气团变化:

进近速度变化和横向飞行轨迹矢量（FPV）偏移反映出水平风梯度，垂直飞行轨迹矢量（FPV）反映出垂直气团运动。



警告机组

“SPEED（速度）, SPEED（速度)” 低能量警告（如可用）是基于飞机速度、增速和飞行轨迹角的功能。该警告驱使主操纵（PF）的眼睛看速度带，要求迅速的调整推力。在风切变情况下，在α（ALPHA FLOOR）保护启动前它是出现的第一个警告。下表提供了两种不同情况下可能出现警告的一些典型速度值。

减速率	飞行轨迹角	警告
-1 节/秒	-3	VLS – 7 节
-1 节/秒	-4	VLS – 1 节

如果飞机也装有风切变警告系统，在飞机经历风切变时，它将被触发。在此情况下，有 “WINDSHEAR（风切变）WINDSHEAR（风切变）WINDSHEAR（风切变)” 语音警告。

提供有效的方式

三个有效的方式协助机组脱离：

- α保护
- 速度基准系统（SRS）自动驾驶/指引（AP/FD）俯仰法则
- 高迎角保护

α（ALPHA FLOOR）保护触发时，自动推力（A/THR）将接通两台发动机的 TOGA 马力。α保护（ALPHA FLOOR）显示在飞行方式信号牌（FMA）上。当飞机迎角已减小时改变为起飞复飞推力锁定（TOGA LK）。解除起飞复飞推力锁定（TOGA LK）的唯一方法是断开自动推力（A/THR）。

速度基准系统（SRS）俯仰方式确保最佳的飞机爬升性能。这就是为什么程序要求跟住速度基准系统（SRS）俯仰杆，并尽可能完全向后拉杆以按照速度基准系统（SRS）指令飞，从而减小高度损失。

高迎角保护允许主操纵按照速度基准系统（SRS）俯仰指令，或为制止飞机快速下沉，安全地将侧杆拉到最后（如必要）。通过自动收上放出的减速板来提供最大升力和最小阻力。

操作建议

起飞

预测风切变(“WINDSHEAR AHEAD（前方风切变）”语音警告)，如可用

如果起飞前在跑道上出现预测风切变语音警告，必须推迟起飞。

如果在起飞滑跑时出现预测风切变警告，机长将中断起飞(大于 100 节时语音警告被抑制)。

在初始爬升阶段如果产生预测风切变音响警告，机组将

- 调定起飞复飞（TOGA）推力
- 密切监控速度和速度趋势
- 确保飞行航迹不在任何怀疑的风切变区域
- 如果没进入风切变，可以改变飞机形态。

风切变探测 (WINSHEAR、WINSHEAR、WINSHEAR(风切变)语音警告) 如可用，或飞行员观察发现风切变。

如果风切变警告出现在 V1 前，伴有明显的速度和速度趋势的变化，机长确定有足够的剩余跑道可停下飞机，机长将开始中断起飞。

如果风切变警告出现在 V1 后，机组将设定起飞复飞（TOGA）推力并且将执行快速检查单（QRH）记忆项目。应强调以下几点:

- 由于起落架舱门的操作可能引起额外的阻力，直到明确脱离风切变后再改变构型。
- 主操纵应迅速、柔和但不要完全跟随速度基准系统（SRS）俯仰指令，如必要将考虑将侧杆向后拉到底以尽量减小高度损失。
- 辅助操纵应喊出导航显示器（ND）风和垂直速度（V/S）的变化，脱离风切变后，向 ATC 报告遇到风切变。

进近

预测风切变 (如可用)

如果出现 “MONITOR RADAR DISPLAY（监视气象雷达显示）”或 ADVISORY ICON（咨询图象），机组应推迟进近或备降到其它机场。如果继续进近，机组应考虑以下内容:

- 使用雷达显示评价天气严重性
- 将考虑选择一个更有利的跑道
- 考虑使用形态 3 着陆
- 使用管理速度以获得最小地速保护
- 机组应增加显示在 MCDU PERF APP（MCDU 性能进近）页的进近速度（VAPP），最大为最小可选速度（VLS）+ 15 节。
- 为尽早探测到垂直航迹偏离，应考虑使用航迹/飞行轨迹角（TRK/FPA）或 ILS。
- 在非常困难的天气条件下，自动推力（A/THR）的反应时间可能不足以应付瞬间的速度损失。在飞行机组训练手册（FCTM）02.100–自动推力（A/THR）的使用中有相应的技巧说明。

如出现“GO AROUND WINDSHEAR AHEAD（复飞，前方风切变）” ，PF 将设定复飞 TOGA 推力。如果未进入风切变，可以改变飞机构型。如果需要按速度基准系统（SRS）或减小高度损失，可以完全向后拉侧杆。

风切变探测(如可用)

在出现 "WINDSHEAR（风切变）WINDSHEAR（风切变）WINDSHEAR（风切变）"语音警告时,主操纵（PF）将调定起飞复飞 TOGA 推力，按照以上程序进行复飞。

火山灰

前言

火山灰或灰尘是由非常细小的颗粒组成，由于飞机表面暴露于气流中，因此可能引起发动机喘振或严重损坏。因此必须避免在火山灰中操作。但如果不能避免这样的操作，操作者应采用以下建议。

地面操作

驾驶舱初始准备

只要可能应避免使用 APU，应优先使用地面电源(GPU)。

不管任何原因，不要使用雨刷。

绕机检查

地面维护必须擦除落在暴露的润滑表面的火山灰，否则它们会渗入缝隙或进入发动机油气管路、空调系统、大气数据探头和飞机的其它孔隙。应清洁发动机进气道的任何火山灰。另外应清洁发动机进气道周围 25 英尺区域。

发动机起动

当可能时，应优先使用外部气源。如不可能，可以使用 APU 起动发动机。

在起动发动机前，机组应使用冷转。这将吹出可能已经进入到助推器区域的任何灰尘。

滑行

机组柔和地前推推力杆到最小所需推力进行滑行并且避免急的或大速度转弯。保持引气关（OFF）。

起飞

建议使用柔和增加推力起飞滑跑技术。

空中

巡航

机组避免飞入已知的火山灰区域。如果在飞机飞行中报告有火山爆发，应改变飞行航路以远离受影响区域。火山灰可能蔓延几百海里。如有可能，机组应在火山的上风面飞行。

根据外界条件(夜航、云)，可能看不见火山灰。然而，几种情况将指示飞机正在飞经火山灰云:

- 驾驶舱烟雾或粉尘
- 类似于电气烟雾的刺鼻气味
- 发动机故障，如排气温度（EGT）上升
- 在夜间，发动机进气道出现火团（St Elmo fire）、亮白或橙色光，或着陆灯有强烈和明显的光束。

如遇到火山灰云，在 FCOM 3.04.91 中有相关程序的说明。应采取的基本措施:

- 如可能 180 转弯。由于不知道火山灰云的横向尺寸，这是脱离的最快方法
- 发动机保护:
  - 设定自动推力（A/THR）到关断（OFF）
  - 如可能减小发动机推力，并将最大地使用发动机引气以增加发动机的喘振裕度
  - 设定发动机方式选择（ENG START SEL）至点火（IGN）位
  - 如需要，起动 APU 用于进一步的发动机重新起动
- 机组和旅客保护
  - 戴上氧气面罩
  - 考虑旅客氧气
- 飞行参数监控

- 监控 EGT 和燃油流量，由于发动机的有些部件可能被腐蚀
- 由于一个指示空速（IAS）指示可能不可靠，监控并交叉检查指示空速（IAS）。

应考虑备降到最近的合适机场。

着陆

除非必要应避免使用反推。

概述

主飞行显示器（PFD）上可以使用两个飞行参考:

- 姿态
- 飞行航迹矢量(FPV)叫做“小鸟”。

飞行员通过使用在飞行控制组件（FCU）上的航向/垂直速度（HDG/VS）航迹/飞行轨迹角（TRK/FPA）按钮选择飞行参考。

姿态

当在飞行控制组件（FCU）上选择航向/垂直速度（HDG/VS),“小鸟”被关断，姿态是以航向（HDG）和垂直速度（VS）作为基本制导参数的飞行参考。

姿态飞行参考用于如起飞或复飞的动力机动。事实上，侧杆上的动作在飞机姿态上会马上反映出来，并且机组可以在这些动力机动中直接并精确地监控该飞行参考。

飞行航迹矢量

当在飞行控制组件（FCU）上选择航迹/飞行轨迹角（TRK/FPA),“小鸟”被接通，飞行航迹矢量(FPV)是以航迹和飞行轨迹角（TRK/FPA）作为基本制导参数的飞行参考。

在动力机动时，“小鸟”直接受惯性的影响并且反应具有延迟性。因此，在动力机动时“小鸟”不应作为飞行参考。

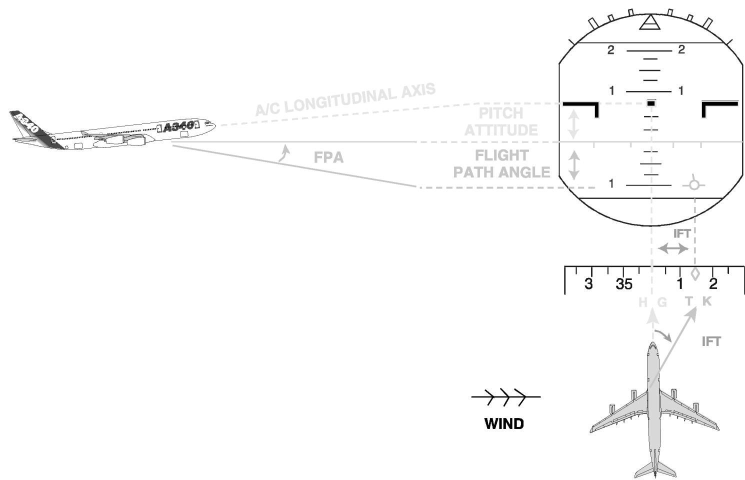
当在航迹的稳定飞行阶段，“小鸟”被用作飞行参考，例如: 非精密进近或目视起落时。

信息显示

飞行航迹矢量（FPV）作为一个符号显示在主飞行显示器（PFD）上，称为“小鸟”。小鸟指示相对于地面的航迹和飞行航迹角。

在主飞行显示器（PFD）上航迹通过在罗盘上的一个绿菱形表示，同时有相对于固定飞机符号的横向偏移。在导航显示器（ND）上，航迹通过在罗盘刻度上的一个绿菱形指示表示。在航迹和航向间的偏差角表示偏流。

飞行轨迹角通过相对于俯仰刻度的小鸟的垂直偏移显示在主飞行显示器（PFD）上。



飞行指引选择接通(ON),飞行航迹指引(FPD) 替代航向-垂直速度(HDG-VS ）飞行指引(FD)。 两个指引按钮关断，蓝色航迹指针显示在主飞行显示器（PFD）地平线上。

飞行航迹矢量（FPV）的实际使用

当使用小鸟，通常来说，飞行员应首先改变姿态，然后参考小鸟检查结果。

非精密进近

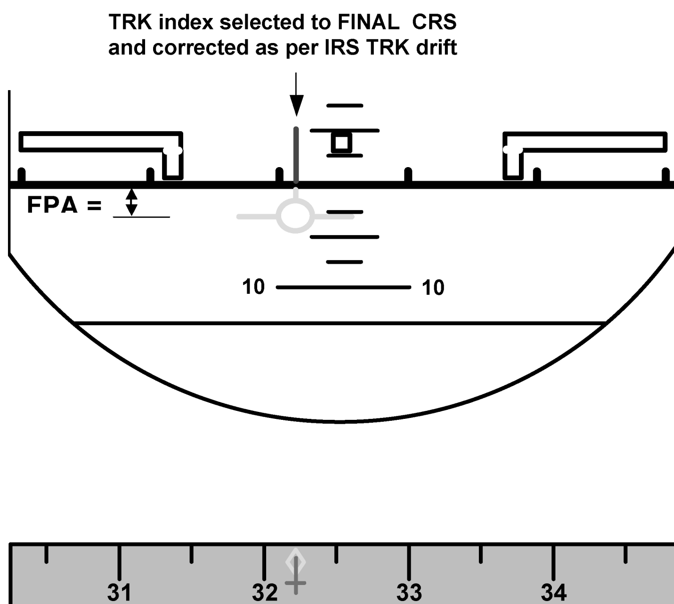
飞行轨迹矢量（FPV）在非精密进近时特别有用，由于飞行员可以在飞行控制组件（FCU）上选择向台航迹和五边下降角。一旦建立向台，仅需使用很小的修正量保持精确的进近航迹。飞行员可以通过参考航迹指示和小鸟监控航迹和下降飞行航迹。

然而飞行员应理解，小鸟仅指示飞行航迹角和航迹，并不提供至一个地面的无线电台的引导。因此，尽管小鸟可以指示飞机正在飞正确的航迹角和航迹，它并不一定意味着飞机在正确的五边进近航迹上。

目视起落

当飞目视起落时，飞行航迹矢量（FPV）作为一个交叉参考是很有用的。在三边，飞行员应将小鸟的翅膀放在地平线上以保持平飞。应在飞行控制组件（FCU）上设定三边航迹。飞行员应将小鸟的尾部放在主飞行显示器（PFD）的蓝色航迹指针上以保持所需的三边航迹。

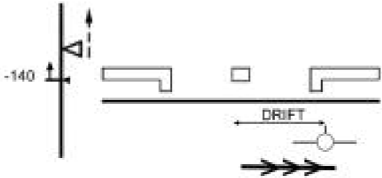
在五边向台进近时，航迹指针应设定为跑道五边进近航道。小鸟的尾部顶端刚低于地平线并且小鸟的底部刚好在 5 度俯角标记指示上，此时为标准的 3 进近航迹。



五边进近

小鸟是一个非常有效的飞行参考，因为它提供航迹参数而且它迅速警告飞行员下冲气流。此外，同最小地速（GS MINI）保护一起，它提供切变或风变化的极好的指示。至少，与固定飞机符号对比的“小鸟”的位置提供直接的风向。因此,当接近决断高度时，飞行员知道在哪个方向找跑道。目标进近速度指标上升,表示有顶风阵风。小鸟漂移到右侧，代表有左侧风。

Target approach speed goes up, hence headwind gust.
Bird drifts to the right hence wind from the left.



Bird and target speed- wind interpretation

可靠性

由于飞行航迹矢量（FPV）是根据来自惯性基准系统（IRS）数据计算的，因此它受大气数据惯性基准系统（ADIRS）误差的影响。指示可能有轻微的航迹误差，一般误差在+/- 2 度之间。这可以在进近中很容易地确定。

飞行航迹矢量（FPV）计算也使用静压信息。因此，如果高度信息不可靠，必须认为小鸟不可靠。

复飞

STD 或 Mod 25863+28551

对于复飞，适当的飞行参考是姿态，因为它是动力机动。因此如果小鸟是接通的，PF 指令 PNF 选择 HDG/VS，使“小鸟”消失。若使用指引仪，指令杆恢复。

STD 或 Mod 25863+28551

对于复飞，适当的飞行参考是姿态，因为它是动力机动。因此当执行复飞时，无论前面选择什么飞行参考，当选择起飞复飞（TOGA）推力时，指令杆自动恢复为 SRS/GA TRK（速度基准系统/复飞 航迹）方式，并且“小鸟”自动消失。

概述

FMS 的主要功能是导航，例如尽量精确地计算飞机的位置。全部其它功能的有效性有赖于飞行管理系统（FMS）位置的精度。

飞行管理系统（FMS）导航精度给出了飞行员在使用自动驾驶/指引（AP/FD）和导航显示器（ND）显示时应采取的策略。

飞机位置计算

没有 GPS 主用

原理

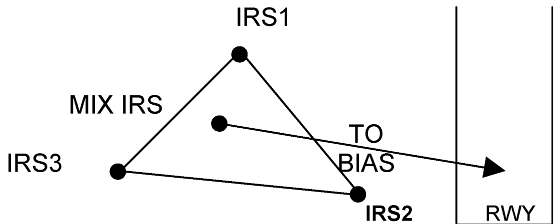
FMS 位置来自三个惯性基准系统（IRS）位置，它们混合至一个混合 IRS（MIX IRS）位置。只要 2DMEs，一个 VOR/DME 或一个 GPS 补充是可用的，无线电位置也混合进来。如果 GPS 位置与无线电位置或混合 IRS（MIX IRS）位置相差不大，则可以作为无线电导航方式的补充被接受。

初始化

参见飞行机组训练手册（FCTM）02.001

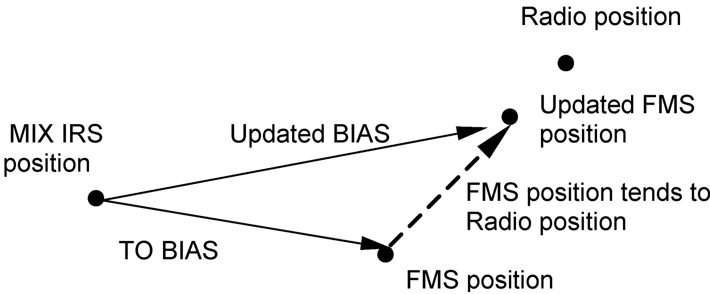
起飞

每个飞行管理导航计算机（FMGC）使用混合 IRS（MIX IRS）位置作为它自己的位置，直至推手柄被前推至起飞复飞（TOGA）位，此时 FMS 位置被更新到跑道头坐标。混合 IRS（MIX IRS）位置与 FMS 位置间的差异被叫做 TO BIAS。TO BIAS 被增加到混合 IRS（MIX IRS）位置用于后续的 FMS 位置。



飞行中

最初的 TO BIAS 由当前无线电设备持续更新。



如果失去无线电位置，系统根据混合 IRS（MIX IRS）位置和更新的 BIAS 来确定 FMS 位置。

导航精度

FMS 计算预计位置误差(EPE)。预计位置误差(EPE)是估计的。在预计位置误差(EPE)计算时，FMS 考虑 FMS 位置计算中即时可用的导航设备，并对于每个设备采用规定的容差。这些容差假设导航设备正常工作，并且它们忽略任何可能过大的惯性基准系统（IRS）漂移或导航设备的错误定位。根据预计位置误差(EPE)，在多功能控制显示组件进展（MCDU PROG）页上显示高/低（HIGH/LOW）。这些指示仅反映出对比特定精度标准的可能的 FMS 导航精度。

有 GPS 主用

原理

全球定位系统（GPS）与惯性基准系统（IRS）直接交流，它输出一个全球定位惯性基准系统（GPIRS）位置。当全球定位惯性基准系统（GPIRS）位置可用时，它超控无线电（RADIO）位置（如可用）。所以 FMS 位置趋向于全球定位惯性基准系统（GPIRS）位置。

初始化

参见飞行机组训练手册（FCTM）02.001

起飞

在跑道头 FM 位置自动更新。使用 FMS 2 时自动位置更新受抑制。

飞行中

只要全球定位系统（GPS）卫星可用，飞行管理（FM）位置趋向全球定位惯性基准系统（GPIRS）位置。

导航精度

全球定位系统（GPS）以下面两个参数为特征:

- 综合性
- 精度

综合性是飞机使用的卫星数量的直接函数。如果使用五个或更多的卫星，可以使用几个卫星的混合信号处理出“几个位置”，并且对卫星信号本身进行合理性测试。

精度是飞机使用的卫星群的直接函数。如果卫星在地平线上很低，或如果它们各自的位置不利，精度将很差。它作为“有益参考值”提供。

如果全球定位系统（GPS）综合性和精确性都符合标准，GPS PRIMARY（GPS 主用）显示在 MCDU PROG 页，并且全球定位系统（GPS）位置是可用的最佳原始数据位置。

小结

<table>
<tr><td colspan="4">飞行管理（FM）位置</td></tr>
<tr><td colspan="2">飞行阶段</td><td>没有 GPS 主用</td><td>有 GPS 主用</td></tr>
<tr><td colspan="2">在地面起飞前</td><td>混合 IRS</td><td>全球定位 IRS</td></tr>
<tr><td colspan="2">起飞</td><td colspan="2">在跑道头更新（前移）(*)</td></tr>
<tr><td rowspan="2">空中</td><td>有无线电</td><td>趋向无线电</td><td>全球定位 IRS</td></tr>
<tr><td>没有无线电</td><td>混合 IRS + BIAS</td><td>全球定位 IRS</td></tr>
</table>

(*)当 GPS 主用生效时，使用 FMS 2，起飞时 FMS 位置更新受抑制。

FMS 的使用

导航精度通过几个 MCDU 页面进行管理:

进程（PROG）页

该页指示 GPS 主用（GPS PRIMARY）。

预计的导航精度在进程（PROG）页以绿色显示。如果失去 GPS 主用（GPS PRIMARY LOST）或者如果显示 GPS 主用（GPS PRIMARY）由 GPS 计算，它显示预计位置误差(EPE)。

要求的导航精度在 PROG（进程）页以蓝色显示(可以修改)。要求的导航精度极限值根据飞行阶段建立或人工输入。这些极限值由从高到低的精度改变，反之亦然。当在所需导航性能（RNP）空域内飞行时使用这些指示。

选择的导航设备页

从 DATA（数据）/POSITION MONITOR（位置监控）/ FREEZE（冻结）/SEL NAVAIDS（选择导航设备）可以进入选择的导航设备（SELECTED NAVAID）页。当出现大的误差时，它提供 DESELECT（拒选）提示符以允许机组阻止 FMS 使用 GPS 数据进行位置计算。然后在 MCDU 和 ND 上显示失去 GPS 主用（GPS PRIMARY lost）。GPS 可以使用相同页重新选择。

预测 GPS 页 (仅对于 HONEYWELL 的惯性基准系统（IRS）)

预测 GPS（PREDICTIVE GPS）页可从进程（PROG）页进入。GPS 主用（GPS PRIMARY）标准有赖于卫星群状态(位置和数量)并且它是可以预测的。机组可以评估目的地或备降场的 GPS 主用（GPS PRIMARY）状态页。

导航显示器/多功能控制显示组件（ND/MCDU）

当 GPS 主用（GPS PRIMARY）再次可用时显示 GPS PRIMARY（GPS 主用）信息。该信息是可以清除的。

当失去 GPS 主用（GPS PRIMARY）时显示 GPS PRIMARY LOST（失去 GPS 主用）信息。该信息可在多功能控制显示组件（MCDU）上清除，但不能在导航显示器（ND）上清除。

当导航精度级别从高降级至低（由低至高），在导航显示器（ND）和多功能控制显示组件（MCDU）上显示 NAV ACCUR DOWNGRADE（导航精度降级） (UPGRADE（升级）。

飞机位置提示和操作顺序

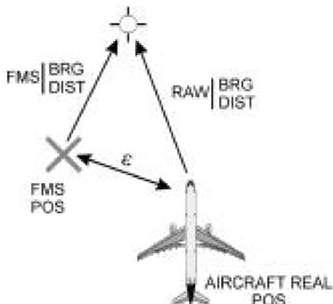
导航精度显示

导航精度显示在 MCDU PROG 页。遵循以下原则:

- 如果显示 GPS 主用（GPS PRIMARY），不需要进行导航交叉检查。
- 如果失去 GPS 主用（GPS PRIMARY LOST），需在爬升、巡航、约每 45 海里、下降底点前、到达机场区（TMA）和起始进近定位点（IAF）、和任何怀疑导航的时间进行导航交叉检查。
- 当出现仅有惯性基准系统（IRS），低（LOW）和导航精度降级（NAV ACCY DNGRADED）信息时，机组进行导航精度检查。

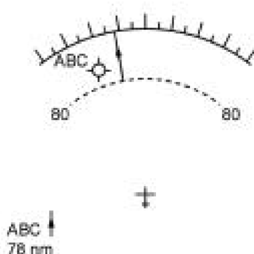
导航精度交叉检查技术

原理包含将 FMS 位置与无线电（RADIO）位置(飞机实际位置)进行比较。



可以使用两种不同的技术:

- 机组在 MCDU 进程（MCDU PROG）页(提供相对于 FMS 位置的方位和距离)输入无线电标识并将其与导航设备接收的飞机实际位置的原始数据比较。这使得误差量化。
- 或者机组将导航显示器（ND）上的相应指针位置和相应 DME 距离(飞机的真实位置)与距离圈(提供相对于 FMS 位置的方位和距离)确定的相应距离的导航符号位置比较。



操作顺序

导航精度交叉检查的结果决定机组在使用导航显示器（ND）显示、自动驾驶/指引（AP/FD）方式和加强型近地警告系统（EGPWS）时采用的策略。

<table>
<tr><th colspan="3" rowspan="2"></th><th colspan="2">导航显示器（ND）</th><th rowspan="2">AP/FD 方式</th><th rowspan="2">EGPWS</th></tr>
<tr><th>主操纵（PF）</th><th>辅助（PNF）</th></tr>
<tr><td colspan="2">GPS 主用</td><td>-</td><td colspan="2">当需要时，使用有原始数据的弧形或罗盘导航方式</td><td>横向或垂直管理方式</td><td>接通（ON）</td></tr>
<tr><td rowspan="4">GPS主用失去或无GPS</td><td rowspan="2">巡航</td><td>导航精度检查好（=3 海里）</td><td colspan="2">当需要时，使用有原始数据的弧形或罗盘导航方式</td><td>横向或垂直管理方式</td><td>接通（ON）</td></tr>
<tr><td>导航精检查不好（＞3 海里）</td><td colspan="2">小心使用有原始数据的弧形或罗盘导航方式</td><td>小心使用始数据的横向或垂直管理方式</td><td>关断（OFF）</td></tr>
<tr><td rowspan="2">进近 (1)</td><td>导航精度检查好（=1 海里）</td><td colspan="2">有原始数据的弧形或罗盘导航方式</td><td>横向或垂直管理方式</td><td>接通（ON）</td></tr>
<tr><td>导航精度检查不好(＞1 海里）</td><td>按需使用罗盘 VOR 或 ILS</td><td>弧形或罗盘导航或使用原始数据的罗盘 ILS</td><td>横向或垂直选择方式</td><td>关断（OFF）</td></tr>
</table>

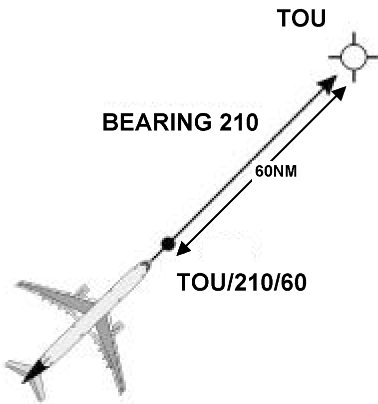
(1) 如果显示 GPS PRIMARY LOST（失去 GPS 主用），必须中断全球定位系统（GPS）限定的非精密进近。

位置更新

一旦有“CHECK A/C POSITION（检查飞机位置）,FM1/FM2 POS MISMATCH（FM1/FM2 位置不一致）”特定信息表明有明显、大的地图漂移时，可在 MCDU PROG 页更新飞机位置。两个技术可用:

推荐的技术是根据相关的指针，一旦估计飞机飞越信标台时通过按压更新（UPDATE）提示符在信标台上空进行 FMS 更新。造成的潜在误差约 4 至 5 海里。当位置获得更新，预计位置误差（EPE）被自动设定至一个更高值，并且导航精度低。

第二个更新飞行管理（FM）位置的技术是当参考信标台原始数据(指针+距离)飞越一个 Point/Bearing/Distance (P/B/D)，而不是信标台自身时更新 FM 位置。当距离超过 60 海里，造成的潜在误差更小。机组应记住在方位上可能有 180 的潜在误差。



概述

A319/A320/A321

飞机全重(GW)和重心(CG)由飞行管理（FM）和飞行增稳计算机（FAC）独立计算:

飞行管理（FM）计算的总重(GW)和重心(CG)用于:

· 飞行管理（FM）预测和速度
· ECAM (总重(GW))
· 多功能控制显示组件（MCDU） (总重(GW)和重心(CG))

飞行增稳计算机（FAC）计算的总重(GW)和重心(CG)用于:

· 飞行操纵法则
· 在主飞行显示器（PFD）上显示的特征速度(VLS（最小可选）, F, S, GD（绿点）)。

在多功能控制显示组件初始B(MCDU INIT B)页上错误输入无油重量(ZFW）或无油重心（ZFWCG）导致的计算错误将被突出显示。

A318

飞机全重(GW)和重心(CG)由飞行管理（FM）和飞行增稳计算机（FAC）独立计算:

飞行管理（FM）计算的总重(GW)和重心(CG)用于:

· 飞行管理（FM）预测和速度
· ECAM (总重(GW))
· 多功能控制显示组件（MCDU） 总重(GW)和重心(CG))
· 在主飞行显示器（PFD）上显示的特征速度(VLS（最小可选）, F, S, GD（绿点）)。

飞行增益计算机（FAC）计算的总重(GW)和重心(CG)用于:

· 飞行操纵法则

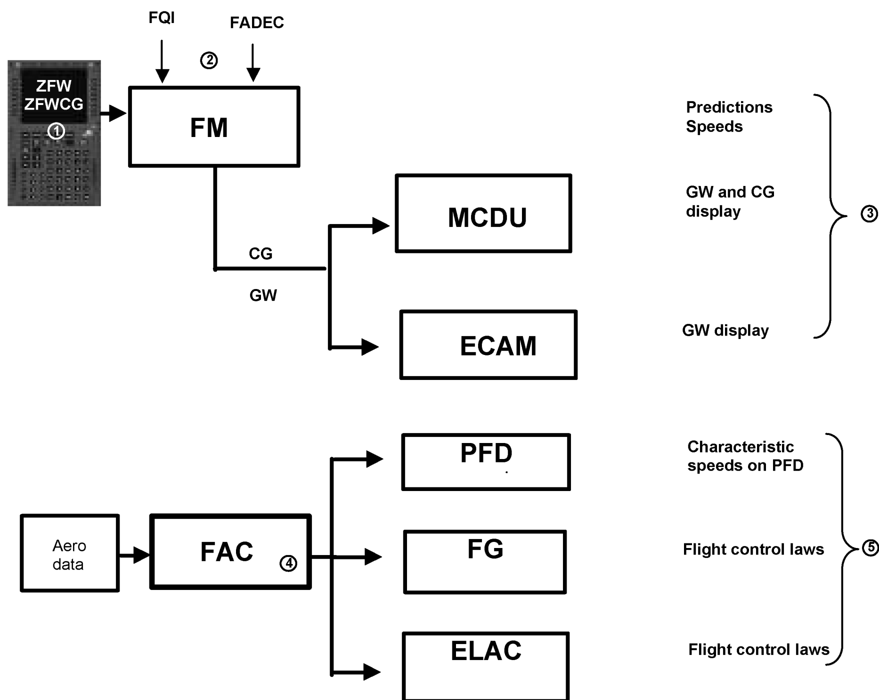
在多功能控制显示组件初始B(MCDU INIT B)页上错误输入无油重量(ZFW）或无油重心（ZFWCG）导致的计算错误将被突出显示。

技术背景

A319/A320/A321

全重（GW）和重心（CG）计算如下:

1. 飞行员在多功能控制显示组件初始 B（MCDU INIT B）页输入无油重量（ZFW）和无油重心（ZFWCG）
2. 飞行管理制导计算机（FMGC）根据以下内容计算全重（GW）和重心（CG）:
   - 在多功能控制显示组件初始 B（MCDU INIT B）页输入的无油重量（ZFW）和无油重心（ZFWCG）
   - 来自燃油量指示器（FQI）上的燃油量。
   - 来自全权限数字电子控制（FADEC）的燃油流量。
3. 当前的全重（GW）和/或重心（CG）用于:
   - 飞行管理（FM）预测和速度
   - ECAM (仅全重 GW)
   - 多功能控制显示组件（MCDU） (全重 GW 和重心 CG)
4. 飞行增益计算机（FAC）根据气动数据计算它自己的全重（GW）和重心（CG）。
5. 飞行增益计算机（FAC）计算的全重（GW）和重心（CG）用于:
   - 飞行操纵法则的微小调整
   - 在主飞行显示器（PFD）上显示的特定速度(VLS（最小可选速度）, F, S, Green dot（绿点）。



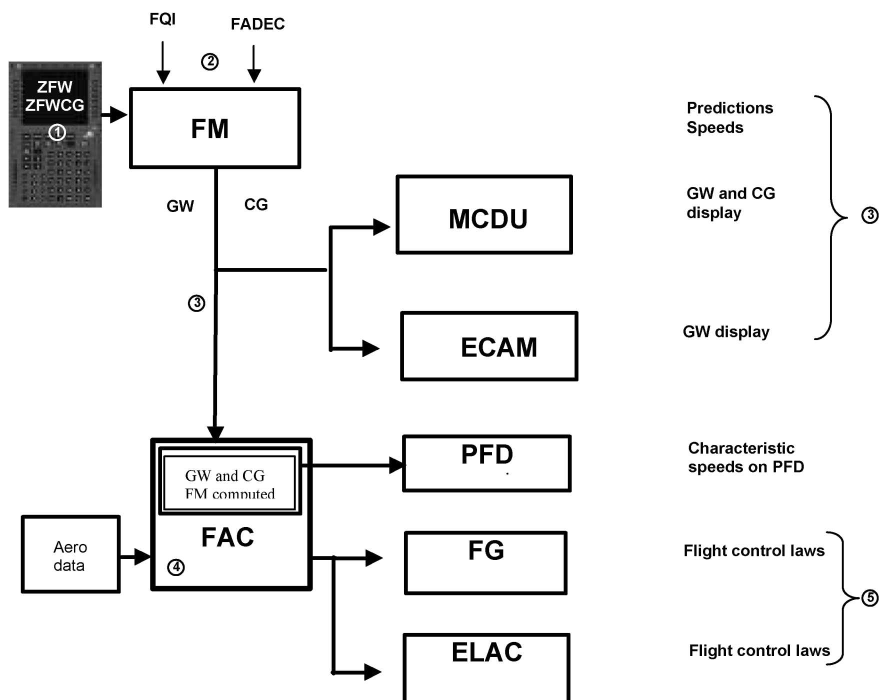
注:

1.在地面上，飞行增稳计算机(FAC)使用飞行管理(FM)计算的全重(GW)。
2.在飞行中，在低高度(低于 15000 英尺)，低速度(低于 250 节)且飞行参数稳定，飞行增稳计算机（FAC）根据气动数据计算全重（GW）。如果不满足这些条件，飞行增稳计算机（FAC）计算的全重（GW）等于最后记忆的总重–已用燃油。
3.如果飞行管理（FM）计算的与飞行增稳计算机（FAC）计算的全重（GW）差异超出给定的临界值，在多功能控制显示组件（MCDU）草稿行显示“CHECK GW（检查全重）”

A318

全重（GW）和重心（CG）计算如下:

1. 飞行员在多功能控制显示组件初始 B（MCDU INIT B）页输入无油重量（ZFW）和无油重心（ZFWCG）
2. 飞行管理制导计算机（FMGC）根据以下内容计算全重（GW）和重心（CG）:
   - 在多功能控制显示组件初始 B（MCDU INIT B）页输入的无油重量（ZFW）和无油重心（ZFWCG）
   - 来自燃油量指示器（FQI）上的燃油量。
   - 来自全权限数字电子控制（FADEC）的燃油流量。
3. 当前的全重（GW）和/或重心（CG）用于:
   - 飞行管理（FM）预测和速度
   - ECAM (仅全重 GW)
   - 多功能控制显示组件（MCDU） (全重 GW 和重心 CG)
   - 飞行增益计算机（FAC）计算显示在 PFD 上的特征速度
4. 飞行增益计算机（FAC）根据气动数据计算它自己的全重（GW）和重心（CG）。
5. 飞行增益计算机（FAC）计算的全重（GW）和重心（CG）用于:
   - 飞行操纵法则的微小调整。



注:

1.在地面上,飞行增稳计算机(FAC)使用飞行管理(FM)计算的全重(GW)。
2.在飞行中，在低高度(低于 15000 英尺)，低速度(低于 250 节)且飞行参数稳定，飞行增稳计算机（FAC）根据气动数据计算全重（GW)。如果不满足这些条件，飞行增稳计算机（FAC）计算的全重（GW）等于最后记忆的总重–已用燃油。
3.如果飞行管理(FM)计算的与飞行增益计算机(FAC)计算的全重(GW)差异超出给定的临界值，在多功能控制显示组件（MCDU）草稿行显示“CHECK GW（检查全重)”。

无油重量输入误差和后果

A319/A320/A321

如果飞行员在多功能控制显示组件初始 B（MCDU INIT B）页输入错误的无油重量（ZFW），这将影响以下内容:

由飞行管理（FM）计算的全重（GW）和重心（CG）（较小程度）是错误的。它引起以下结果:

- 飞行管理计算机（FMC）预测和速度是错误的
- 多功能控制显示组件燃油预测（MCDU FUEL PRED）页不正确的全重（GW）和重心（CG）
- ECAM 显示不正确的全重（GW）

飞行增稳计算机（FAC）计算的全重（GW），是根据在地面上飞行管理（FM）计算的全重（GW），仅在升空后通过一个使用迎角（AOA）信息的特定低速计算进行更新。因此，

- 起飞时，主飞行显示器（PFD）上的特定速度是不正确的，但在空中是正确的
- 如计算的最小可选速度（VLS）大于在多功能控制显示组件性能起飞（MCDU PERF TAKE-OFF）页输入的 V2，速度基准系统（SRS）方式的引导受影响。

注:

1. *在飞行中，如果飞行管理（FM）和飞行增益计算机（FAC）的总重（GW）差别大于几吨，在多功能控制显示组件（MCDU）上触发一个"CHECK GROSS WEIGHT（检查全重）"信息。*
2. *Valph prot, Valph max, Vsw 不受影响，因为它们是根据空气动力数据计算的。*

错误的机载燃油输入

只要未起动发动机，飞行管理（FM）计算的总重（GW）是错误的，并且产生上述后果。一旦起动发动机，燃油数据被更新，并且下游的数据相应地被更新。
然而仍应注意，ECAM 上的机载燃油（FOB）是正确的，因为它是来自燃油量指示器（FQI）的数据。

A318

如果飞行员在多功能控制显示组件初始 B（MCDU INIT B）页输入错误的无油重量（ZFW），这将影响以下内容:

由飞行管理（FM）计算的全重（GW）和重心（CG）（较小程度）是错误的。它引起以下结果:

- 飞行管理计算机（FMC）预测和速度是错误的
- 多功能控制显示组件燃油预测（MCDU FUEL PRED）页不正确的全重（GW）和重心（CG）
- ECAM 显示不正确的全重（GW）
- 主飞行显示器（PFD）上的特征速度是不正确的
- 如计算的最小可选速度（VLS）大于在多功能控制显示组件性能起飞（MCDU PERF TAKE-OFF）页输入的 V2，速度基准系统（SRS）方式的引导受影响。

飞行增稳计算机（FAC）计算的全重（GW），是根据在地面上飞行管理（FM）计算的全重（GW），仅在升空后通过一个使用迎角（AOA）信息的特定低速计算进行更新。因此，

注: 1.在飞行中，如果飞行管理（FM）和飞行增益计算机（FAC）的总重（GW）差别大于几吨，在多功能控制显示组件（MCDU）上触发一个“CHECK GROSS WEIGHT（检查全重）”信息。

2. Valph prot, Valph max, Vsw 不受影响，因为它们是根据空气动力数据计算的。

错误的机载燃油输入

只要未起动发动机，飞行管理（FM）计算的总重（GW）是错误的，并且产生上述后果。一旦起动发动机，燃油数据被更新，并且下游的数据相应地被更新。

然而仍应注意，ECAM 上的机载燃油（FOB）是正确的，因为它是来自燃油量指示器（FQI）的数据

操作建议

A319/A320/A321

应由两名机组成员交叉检查无油重量（ZFW）输入以避免输入误差。

如果在多功能控制显示组件（MCDU）上显示“CHECK GW（检查总重）”琥珀色警告信息，表明在飞行管理（FM）计算的总重（GW）和飞行增益计算机（FAC）计算的总重（GW）间存在严重的差异。

机组将用飞行管理总重（FM GW）和使用的燃油与配载和配平单(LTS)数值进行比较:

- 如果检查到明显的输入错误，将在 MCDU FUEL PRED（MCDU 燃油预测）页更新飞行管理总重（FM GW）。
- 如果飞行管理（FM）和配载和配平单(LTS)总重（GW）一致，并且显示是正确的，应怀疑飞行增稳计算机（FAC）计算的总重（GW）。(AOA 传感器问题)。因此，在主飞行显示器（PFD）上的特征速度是错误的，应忽略。应在快速检查单（QRH）中选取特征速度。
- 如果飞行管理（FM）和配载和配平单(LTS)总重（GW）一致，但怀疑配载和配平单总重(LTS GW)，应对比飞行增稳计算机（FAC）和快速检查单（QRH）的特征速度(以使飞行增益计算机（FAC）输出有效)并采用最适合的速度。

A318

应由两名机组成员交叉检查无油重量（ZFW）输入以避免输入误差。

如果在多功能控制显示组件（MCDU）上显示“CHECK GW（检查总重）”琥珀色警告信息，表明在飞行管理（FM）计算的总重（GW）和飞行增稳计算机（FAC）计算的总重（GW）间存在严重的差异。

机组将用飞行管理总重（FM GW）和使用的燃油与配载和配平单(LTS)数值进行比较:

- 如检查到明显的输入错误，将在 MCDU FUEL PRED（MCDU 燃油预测）页更新飞行管理总重（FM GW）。
- 如果飞行管理（FM）和配载和配平单(LTS)总重（GW）一致，并且显示是正确的，应怀疑飞行增稳计算机（FAC）计算的总重（GW）(AOA 传感器有问题)。
- 如果飞行管理（FM）和配载和配平单(LTS)总重（GW）一致，但怀疑配载和配平单总重(LTS GW)，从快速检查单（QRH）查特征速度。

技术背景

概述

空中交通警戒和防撞系统(TCAS)给机组提供有垂直防撞指导的潜在冲突的交通信息和警告。空中交通提示和防撞系统(TCAS)仅能探测和指示装备有应答机的其它飞机。

伴有以下内容的交通信息显示在导航显示器（ND）上:

- 到入侵飞机的方位和距离
- 入侵飞机的接近率
- 相对高度差

如果入侵飞机被认为有潜在的冲突危胁，会产生目视的和语音的交通咨询(TA)。如果入侵飞机被认为是一个真正的冲突危险，会产生目视的和语音的决策咨询(RA)。

入侵飞机的分类

入侵飞机	显示	冲突危险类别	音响警告	机组措施
无危险交通或其它	◇ ↑ -17 (w)	无危险	-	-
靠近	◆ ↑ -10 (w)	被视为无危险	-	-
交通咨询	● ↑ -09 (a)	有可能有危险	"TRAFFIC"	建立目视，禁止躲避机动
决断咨询	■ ↑ -06 (r)	冲突危险	预防，如 "MONITOR V/S"	不要改变飞行航经，保持 VS 在红色区域外
			修正，如 "CLIMB"	5 秒内平稳跟随 VSI 绿区（0.25g）
			修正，如 "CLIMB NOW" 或 "INCREASE CLIMB"	2.5 秒内平稳跟随 VSI 绿区（0.35g）

操作建议

概述

机组需选择:

- ABV（以上）在爬升时使用(+9900 英尺/ -2700 英尺)
- ALL（全部）在巡航时使用 (+2700 英尺/ -2700 英尺)
- BELOW（以下）如果巡航高度在距 41000 英尺（FL410）的 2000 英尺范围内或在下降中(+2700 英尺/ -9900 英尺)
- 在交通繁忙的机场区域使用 THRT

· 在以下情况使用交通咨询（TA）
- 发动机失效,
- 机轮放下的飞行
- 已知目视能见的附近冲突
- 在特殊机场操作和在营运人认定的经常会有未料到的或不适当的决策咨询（RA）特殊程序中，例如近距的平行跑道、交汇跑道。

如有交通咨询（TA）:

· 很好的做法是 PF 向 PNF 宣布：“我来操纵，你观察外面”。
· PF 操纵飞机并宣布他的导航显示（ND）的方位和距离。
· PNF 看外面以寻找目标。
· 在只有交通咨询（TA）时不要做出避让机动。

如果有决策咨询（RA）:

· 机组将总是按照正确的 TCAS RA 指令飞

- 即使它与 ATC 的指令矛盾
- 即使在最大升限高度有 CLIMB, CLIMB（爬升、爬升） 或 INCREASE CLIMB,INCREASE CLIMB（加快爬升、加快爬升）TCAS 决策咨询命令
- 即使它导致穿越入侵飞机的高度

· 主操纵（PF）断开自动驾驶（AP），在 5 秒内柔和稳定的跟随垂直速度指示器(VSI)绿区，要求关断两个指引仪（FD）
· 辅助操纵（PNF）断开两个指引（FD），但不要试图寻找入侵飞机。
· 主操纵（PF）将避免过大的机动，并保持垂直速度在垂直速度指示器(VSI)红区外、绿区内；如必要，主操纵（PF）将使用 Va 最大（Va max）与 V 最大（Vmax）之间的全部速度范围。
· 因为 TCAS 的机动是相互协调的，机组决不要进行决策咨询（RA）反向的机动。
· 在五边进近中，例如“爬升”、“立刻爬升”、“增大爬升”，机组将开始复飞。

当冲突解除:

· 机组将根据 ATC 指令使用自动驾驶（AP）恢复正常导航。

FAA 操作建议

飞行员应按照决策咨询（RA）做，除非他们确信这样不安全，或者他们确定目视入侵飞机。如果飞行员决定不按照决策咨询（RA），他应该小心入侵飞机可能装有 TCAS，并且可能根据协调的决策咨询（RA）指令飞向他的飞机。

在爬升或下降最后 2000 英尺，飞行员应遵循飞行人员信息手册中描述的垂直速度限制。特别是当他们注意到相遇飞机将在被指定高度 1000 英尺以上或以下改平时，飞行员在爬升或下降的最后 2000 英尺，应限制垂直速度至 1500 英尺/分钟。

技术背景

概述

气象转达有两个主要功能:

· 气象探测
· 地图功能

气象探测是主要功能。气象探测功能就是用雷达探测降雨水滴。回波的强度是同水滴大小、构成和数量成比例的，例如同样大小的水滴回波量为冰粒的五倍。因此，气象雷达探测不到有小滴量的天气，如云、雾，或无水滴的例如晴空颠簸。

地图功能是辅助功能。回波是向外和向内信号的差异。信号中大的差异容易显示，例如山或城市，然而一个在信号中小的差异不显示，例如平静的海面或平坦的地面。

功能

机组使用下列设备操纵气象雷达:

天线倾角

天线使用惯性基准系统（IRS）数据进行稳定。不管飞机的俯仰或坡度如何，天线雷达和地平线间的角度是天线倾角。倾角和 ND 范围可以计算雷雨单体的垂直发展。天线倾角的基本值使得第一个地面回波显示在 ND 顶。

增益

增益控制大多数在 AUTO/CAL 方式下使用。对于雷雨单体的探测或评估总是开始于 AUTO/CAL 增益方式。但在进行天气分析时，要正确的使用增益。

可以人工调谐增益以探测导航显示器(ND)上显示的红色雷雨单体最强部分。实际上，通过慢慢地减小增益，当红区（级别 3 回波）缓慢地变为黄区（级别 2 回波)，黄区变为绿区（级别 1）时，变为黄色的最后雷雨单体部分是最强的区域。

人工使用增益进行天气分析后，必须复位至 AUTO/CAL，这样 ND 雷达才能显示实际的天气。

方式

操作方式是气象（WX）、气象+颠簸（WX+T）、颠簸（TURB）、地图（MAP）。

气象+颠簸（WX+T）或颠簸（TURB）用于定位雨区颠簸。

颠簸（TURB）方式探测到 50 海里以内的雨区颠簸并且不受增益影响。它也被用于从降雨中隔离颠簸。

地面杂波抑制(GCS)（如安装）

地面杂波抑制(GCS)功能在气象（WX）方式是工作的，并且抑制在导航显示器（ND）上的地面回波。

有时难以区分气象和地面回波。快速改变天线倾角会相应改变地面回波的形状和颜色，如果不是天气引气的，最终会消失。

反应 (RCT)（如安装）

反应 (RCT) 功能用于临时帮助探测在已探测到天气之外的天气或积云。

预测风切变(PWS)

预测风切变用于探测前方远至 50NM 的雨区颠簸。雨区颠簸的特性是雨滴间的速度差很大。雨滴速度变化根据多普勒原理测量，会产生一个信号飘移，当超过限制值时会产生目视和音响警告。

气象探测操作建议

雷达的使用

滑行

- 由于在地面使用雷达可能对人的身体产生损害，所以一定要小心。
- 当离开停机区，远离人员和机库等障碍物时，将导航显示器（ND）调定在最小范围，天线向下然后向上；检查地面回波的出现/消失。

起飞

- 如怀疑有天气，在地面上可以使用雷达天线缓慢扫瞄向上至 10°然后回到倾角 4°。

爬升

- 爬升时随着爬升梯度的减小，向下调节雷达倾角。最好使地面回波显示在 ND 顶端。
- 如怀疑有天气，机组使用雷达分析并避开雷雨单体。
- 距雷雨单体 40NM 外必须做出避开雷雨单体的决定。
- 避开红色或洋红色回波至少 20NM,最好在上风面。
- 机组应避免进入间距小于 40NM 的两个红色或洋红色回波之间。
- 即使目视可见也不可在雷雨下飞

巡航

- 机组使用稍微的负倾角，使地面回波显示在 ND 顶端。
- 雷雨形成并消失得很快。计划在回波间的飞行可能存在危险。
- 云顶在 35000 英尺以上的雷雨单体肯定存在危险。
- 机组应清楚顶部带有冰雹或小雨滴的天气，可能探测不到或回波小。
- 晴空紊流可能探测不到，并且有可能存在于 5000 英尺以上的高度。
- 经常的、强烈的闪电表示很可能有严重颠簸。

下降

· 稍微向上调节天线，避免地面回波。

进近

· 天线倾角+4°，以避免地面回波。

穿越天气

在穿越雷雨的情况下，机组应充分利用雷达。作为指导，在颠簸情况下的机组行动在恶劣天气部分中详细讲述。